

# Trabajo Fin de Carrera

## Ingeniería Aeroespacial

### Efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto

Autor: Elena Arroyo León

Tutor: María Luisa Velasco López

Elena Correa Montoto

**Dpto. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2018





Trabajo Fin de Carrera  
Ingeniería Aeroespacial

# **Efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto**

Autor:

Elena Arroyo León

Tutor:

María Luisa Velasco López

Elena Correa Montoto

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018





Proyecto Fin de Carrera: Efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto

Autor: Elena Arroyo León

Tutor: María Luisa Velasco López  
Elena Correa Montoto

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2018

El Secretario del Tribunal



*A mis padres*

*A mi abuelo*



# Agradecimientos

---

Son muchas las personas que me han ayudado en el camino de la realización de este proyecto, a todas ellas, gracias.

Gracias en primer lugar a todos los involucrados directa o indirectamente en el mismo: a María Luisa, por su disponibilidad continua y su implicación plena como si de su propio proyecto se tratase, por ser el vínculo con todo el departamento y encargarse de hacerme sentir una más del mismo; a Elena y Federico, por dedicarme su atención cuando he precisado de ella; a Miguel y José Ramón, por poder considerarles compañeros en el tiempo que he trabajado en el laboratorio con ellos, por su disponibilidad incondicional cada vez que necesitaba algo en lo que ellos me pudieran ayudar; a Antonio y Patricia, por enseñarme sus conocimientos de cara a la implementación del presente trabajo; y finalmente a Ricardo, por haber compartido conmigo los primeros momentos del mismo.

En segundo lugar, gracias a todos aquellos que se han encargado de mi estabilidad emocional en el transcurso del mismo: a mis padres, por ser el punto de apoyo base de mi persona, por su atención y preocupación infinitas; a mis compañeras de piso, por su interés en mi trabajo y su apoyo continuo, por alegrarme los días y enseñarme a relativizar la importancia de las cosas; y finalmente a mis amigos, por vivir el trabajo en primera persona conmigo.



# Resumen

---

El objetivo del presente trabajo, como su propio nombre indica, es el estudio del efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto. Para ello, se han llevado a cabo un total de cuatro análisis sobre diferentes secuencias de apilado de material compuesto ( $[0_4 90 0_4]$ ,  $[0_4 90_2 0_4]$ ,  $[0_4 90_4 0_4]$  y  $[0_4 90_8 0_4]$ ), con el objetivo de obtener diferentes conclusiones relacionadas con nuestro objeto de estudio.

En primer lugar, todos los análisis estarán basados en el ensayo de tracción, con la posibilidad de la posterior inspección del material mediante el uso de microscopio (si procede), ya que en algunas ocasiones, este ensayo ha sido llevado hasta rotura.

En segundo lugar, cada análisis fue llevado a cabo con un propósito diferente: El primer análisis se realizó con el objetivo de determinar tanto la resistencia como la rigidez de los paneles en estudio. El segundo, estaría enfocado en un estudio del sonido producido por las probetas durante el ensayo de las mismas. Con respecto al tercero, determinaría la orientación del próximo análisis, además de servir como una primera toma de contacto con la inspección mediante microscopio. Y finalmente, el último análisis estaría enfocado a encontrar una correlación entre el primer sonido producido durante el ensayo de tracción y el daño derivado de este.

Finalmente, la profundización en el cuarto de los análisis ha sido clave para dotar al presente documento de una serie de conclusiones con respecto al tema en estudio, y que han sido incluidas en la parte final del documento.





# Índice

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>ix</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Índice</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xvi</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xviii</b>
<b>Índice de Gráficas</b>	<b>xxiv</b>
<b>Índice de Ecuaciones</b>	<b>xxvi</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Motivación	2
1.2 Objetivo	2
1.3 Metodología de resolución	3
<b>2 Punto de partida</b>	<b>5</b>
2.1. Material necesario	5
<b>3 Proceso de fabricación</b>	<b>8</b>
3.1 Fabricación de los paneles	8
3.1.1 Corte del material	8
3.1.2 Apilado de las láminas por presión	9
3.1.3 Empleo de bolsas de vacío	10
3.1.4 Proceso de autoclave	12
3.1.5 Obtención de los paneles	12
3.2 Fabricación de los tacos	13
3.2.1 Máquina de corte	14
3.3 Fabricación de las probetas	15
3.3.1 Resanado y lijado de los paneles	16
3.3.2 Unión de los paneles con los tacos más su posterior curado	16
3.3.3 Obtención de las probetas, división del material	19
<b>4 Ensayos mecánicos</b>	<b>23</b>
4.1 Primer análisis: Tensión de rotura	23
4.1.1 Resistencia y rigidez	27
4.2 Segundo análisis: Detección acústico del daño	33
4.3 Tercer análisis: Primeras inspecciones microscópicas y estudio preliminar de detección acústica de primer fallo	50
4.3.1 Inspección mediante microscopio	50
4.3.2 Resultados obtenidos	61
4.4 Cuarto análisis: Captación del primer sonido	66
4.4.1 Resultados obtenidos	73
<b>5 Análisis de los resultados</b>	<b>140</b>

<b>6</b>	<b>Conclusiones y desarrollos futuros</b>	<b>147</b>
6.1	<i>Conclusiones finales</i>	147
6.2	<i>Desarrollos futuros</i>	147
	<b>Referencias</b>	<b>149</b>
	<b>Anexo A</b>	<b>150</b>
	<b>Anexo B</b>	<b>157</b>



# ÍNDICE DE TABLAS

---

TABLA 3-1: NÚMERO DE PROBETAS OBTENIDAS DE CADA PANEL	21
TABLA 4-1: RESULTADOS DE RESISTENCIA Y RIGIDEZ PARA LAS 5 PROBETAS DEL PANEL 90	30
TABLA 4-2: RESULTADOS PROMEDIO DE LA RESISTENCIA Y LA RIGIDEZ PARA EL PANEL 90	30
TABLA 4-3: RESULTADOS DE RESISTENCIA Y RIGIDEZ PARA LAS 5 PROBETAS DEL PANEL 90 <sub>2</sub>	31
TABLA 4-4: RESULTADOS PROMEDIO DE LA RESISTENCIA Y LA RIGIDEZ PARA EL PANEL 90 <sub>2</sub>	31
TABLA 4-5: RESULTADOS DE RESISTENCIA Y RIGIDEZ PARA LAS 5 PROBETAS DEL PANEL 90 <sub>4</sub>	32
TABLA 4-6: RESULTADOS PROMEDIO DE LA RESISTENCIA Y LA RIGIDEZ PARA EL PANEL 90 <sub>4</sub>	32
TABLA 4-7: RESULTADOS DE RESISTENCIA Y RIGIDEZ PARA LAS 5 PROBETAS DEL PANEL 90 <sub>8</sub>	32
TABLA 4-8: RESULTADOS PROMEDIO DE LA RESISTENCIA Y LA RIGIDEZ PARA EL PANEL 90 <sub>8</sub>	32
TABLA 4-9: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 (PROBETAS DE LA 6 A LA 12)	34
TABLA 4-10: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub> (PROBETA 6)	35
TABLA 4-11: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub> (PROBETA 7)	36
TABLA 4-12: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub> (PROBETA 8)	38
TABLA 4-13: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub> (PROBETA 9)	40
TABLA 4-14: REGISTRO DEL MOMENTO DE PRODUCCIÓN DE UN SONIDO EN EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub> (PROBETA 10)	42
TABLA 4-15: TABLA DE ENSAYOS HASTA EL PRIMER SONIDO PARA EL LAMINADO DE 90	66
TABLA 4-16: TABLA DE ENSAYOS HASTA EL PRIMER SONIDO PARA EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub>	67
TABLA 5-1: TABLA DE RESULTADOS, DAÑO EN GENERAL CLASIFICADO PARA EL LAMINADO DE 90	140
TABLA 5-2: TABLA DE RESULTADOS, DAÑO EN GENERAL CLASIFICADO PARA EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub>	142
TABLA 0-1: TABLA DE MEDIDAS DE LAS PROBETAS (1)	150
TABLA 0-2: TABLA DE MEDIDAS DE LAS PROBETAS (2)	153



# ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1-1: EVOLUCIÓN DEL EMPLEO DE MATERIAL COMPUESTO EN AVIONES [1]	1	
FIGURA 1-2: INCREMENTO PORCENTUAL DEL MATERIAL COMPUESTO EN AVIONES [1]	2	
FIGURA 1-3: DIMENSIONES DE LAS PROBETAS A ENSAYAR	3	
FIGURA 2-1: ESQUEMA MATERIAL COMPUESTO	5	
FIGURA 2-2: DIMENSIONADO MATERIAL COMPUESTO	6	
FIGURA 2-3: DIMENSIONADO MATERIAL COMPUESTO	6	
FIGURA 3-1: CORTE DE LAS LÁMINAS SOBRE EL ROLLO DE MATERIAL COMPUESTO	8	
FIGURA 3-2: LÁMINAS CORTADAS DEL ROLLO DE MATERIAL COMPUESTO	9	
FIGURA 3-3: TOTALIDAD DE PAPELES PROTECTORES CLASIFICADOS POR LAMINADO	10	
FIGURA 3-4: MATERIALES EMPLEADOS EN LA BOLSA DE VACÍO	11	
FIGURA 3-5: BOLSA DE VACÍO LISTA PARA SU PROCESO EN EL AUTOCLAVE	11	
FIGURA 3-6: AUTOCLAVE	12	
FIGURA 3-7: PANELES TRAS EL PROCESO DE CURADO	13	
FIGURA 3-8: FABRICACIÓN DE LOS PANELES COMPLETADA	13	
FIGURA 3-9: LIJADO DE PLANCHAS DE VIDRIO, MATERIAL PARA LOS TACOS	14	
FIGURA 3-10: MÁQUINA DE CORTE	15	
FIGURA 3-11: EQUIPO DE TRABAJO AL COMPLETO	15	
FIGURA 3-12: LIJADO DE LOS PANELES	16	
FIGURA 3-13: ADHESIVO DE UNIÓN TACO-PANEL	FIGURA 3-14: CORTE ADHESIVO DE UNIÓN TACO-PANEL	17
FIGURA 3-15: FIJACIÓN A PRESIÓN DE LOS TACOS SOBRE LOS PANELES	17	
FIGURA 3-16: COMPOSICIÓN BOLSA DE VACÍO	18	
FIGURA 3-17: BOLSA DE VACÍO PREPARADA	18	
FIGURA 3-18: OBTENCIÓN DE LAS PROBETAS, DIVISIÓN DEL MATERIAL	19	
FIGURA 3-19: OBTENCIÓN DE LAS PROBETAS, DIVISIÓN DEL MATERIAL	20	
FIGURA 3-20: OBTENCIÓN DE LAS PROBETAS, DIVISIÓN DEL MATERIAL	20	
FIGURA 3-21: TOTALIDAD DE PROBETAS	21	
FIGURA 4-1: MÁQUINA UNIVERSAL DE ENSAYOS INSTRON 4483	23	
FIGURA 4-2: POSICIONAMIENTO DE LA PROBETA EN LA MÁQUINA DE ENSAYO	24	
FIGURA 4-3: PROBETA COLOCADA EN MÁQUINA DE ENSAYO	25	
FIGURA 4-4: PROBETA PREPARADA PARA COMENZAR ENSAYO	26	
FIGURA 4-5: EJEMPLO DE TABLA DE MEDIDAS. PROBETAS NÚMERO 7	27	
FIGURA 4-6: PROBETA 90-6 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-7: PROBETA 90-6 DESPUÉS DE LA ROTURA	48
FIGURA 4-8: PROBETA 90-7 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-9: PROBETA 90-7 DESPUÉS DE LA ROTURA	48
FIGURA 4-10: PROBETA 90-8 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-11: PROBETA 90-8 DESPUÉS DE LA ROTURA	48
FIGURA 4-12: PROBETA 90-9 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-13: PROBETA 90-9 DESPUÉS DE LA ROTURA	48
FIGURA 4-14: PROBETA 90-10 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-15: PROBETA 90-10 DESPUÉS DE LA ROTURA	48
FIGURA 4-16: PROBETA 90-11 DESPUÉS DEL ENSAYO	FIGURA 4-17: PROBETA 90-12 DESPUÉS DEL ENSAYO	48
FIGURA 4-18: PROBETA 90 <sub>4</sub> -6 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-19: PROBETA 90 <sub>4</sub> -6 DESPUÉS DE LA ROTURA	49
FIGURA 4-20: PROBETA 90 <sub>4</sub> -7 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-21: PROBETA 90 <sub>4</sub> -7 DESPUÉS DE LA ROTURA	49
FIGURA 4-22: PROBETA 90 <sub>4</sub> -8 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-23: PROBETA 90 <sub>4</sub> -8 DESPUÉS DE LA ROTURA	49
FIGURA 4-24: PROBETA 90 <sub>4</sub> -9 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-25: PROBETA 90 <sub>4</sub> -9 DESPUÉS DE LA ROTURA	49
FIGURA 4-26: PROBETA 90 <sub>4</sub> -10 ANTES DE LA ROTURA	FIGURA 4-27: PROBETA 90 <sub>4</sub> -10 DESPUÉS DE LA ROTURA	49
FIGURA 4-28: DESHILACHADO PREVIO A LA ROTURA DE LA PROBETA MEDIANTE EL ENSAYO DE TRACCIÓN		50
FIGURA 4-29: ENCAPSULADO DE UNA PIEZA GENÉRICA A MODO DE EJEMPLO		51
FIGURA 4-30: ESQUEMA DE LA DIVISIÓN DE UNA PROBETA EN LAS DIFERENTES PIEZAS QUE LA FORMARÁN		51
FIGURA 4-31: POSICIONAMIENTO DE UNA PROBETA PARA SU POSTERIOR CORTE EN PIEZAS		52
FIGURA 4-32: DIVISIÓN DE LAS PROBETAS 90-11, 90-12, 90 <sub>4</sub> -11 Y 90 <sub>4</sub> -13 EN LAS DIFERENTES PIEZAS		53

FIGURA 4-33: COLOCACIÓN Y ORIENTACIÓN DE LAS PIEZAS EN EL CLIP	53
FIGURA 4-34: PIEZAS POSICIONADAS DENTRO DE LOS MOLDES Y SUJETAS A TRAVÉS DE LOS CLIPS	54
FIGURA 4-35: ÚTILES Y MATERIAL NECESARIO PARA LA REALIZACIÓN DEL ENCAPSULADO	55
FIGURA 4-36: ENCAPSULADOS DE LAS PIEZAS AÚN EN SUS RESPECTIVOS MOLDES	56
FIGURA 4-37: EJEMPLOS DE PIEZAS 5-6 ENCAPSULADAS, DE CADA UNA DE LAS PROBETAS	56
FIGURA 4-38: MÁQUINA, SOPORTE Y LIJA EMPLEADOS EN EL PASO 1	57
FIGURA 4-39: PASO 1 EN EJECUCIÓN	57
FIGURA 4-40: MÁQUINA Y PAÑO EMPLEADOS EN EL PASO 2	58
FIGURA 4-41: PASO 2 EN EJECUCIÓN	58
FIGURA 4-42: MÁQUINA Y PAÑO EMPLEADOS EN EL PASO 3	58
FIGURA 4-43: PASO 3 EN EJECUCIÓN	58
FIGURA 4-44: MÁQUINA Y PAÑO EMPLEADOS EN EL PASO 4	59
FIGURA 4-45: PASO 4 EN EJECUCIÓN	59
FIGURA 4-46: CONJUNTO DE PIEZAS OBTENIDAS TRAS EL PROCESO DE LIJADO Y PULIDO	60
FIGURA 4-47: GUARDADO Y PRESERVACIÓN DE LAS MUESTRAS	60
FIGURA 4-48: GUARDADO Y PRESERVACIÓN DE LAS MUESTRAS	60
FIGURA 4-49: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-11	62
FIGURA 4-50: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-11	62
FIGURA 4-51: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-11	62
FIGURA 4-52: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-12	62
FIGURA 4-53: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-12	62
FIGURA 4-54: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-12	63
FIGURA 4-55: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -11	63
FIGURA 4-56: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -11	63
FIGURA 4-57: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -11	63
FIGURA 4-58: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -11	63
FIGURA 4-59: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -13	64
FIGURA 4-60: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -13	64
FIGURA 4-61: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -13	64
FIGURA 4-62: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -13	64
FIGURA 4-63: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-64: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-65: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-66: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-67: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-68: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-69: DAÑO OBSERVADO	65
FIGURA 4-70: CAJA CLASIFICADORA PROBETAS LAMINADO [04 90 04] CON PLÁSTICO PROTECTOR	68
FIGURA 4-71: CAJA CLASIFICADORA PROBETAS LAMINADO [04 90 04] DESCUBIERTA	68
FIGURA 4-72: CAJA CLASIFICADORA PROBETAS LAMINADO [04 904 04] CON PLÁSTICO PROTECTOR	69
FIGURA 4-73: CAJA CLASIFICADORA PROBETAS LAMINADO [04 904 04] DESCUBIERTA	69
FIGURA 4-74: DESPEGUES AISLADOS	70
FIGURA 4-75: DESPEGUES AISLADOS	71
FIGURA 4-76: DESPEGUES CONTINUOS/AISLADOS CONSECUTIVOS	71
FIGURA 4-77: DESPEGUES CONTINUOS	72
FIGURA 4-78: DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO	72
FIGURA 4-79: GRIETA TRANSVERSAL	73
FIGURA 4-80: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 3, DESPEGUES AISLADOS A X1000	74
FIGURA 4-81: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 4, DESPEGUES AISLADOS A X1000	75
FIGURA 4-82: 90-1'-PIEZA 2, DESPEGUES AISLADOS A X1000	75
FIGURA 4-83: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 7, DESPEGUES AISLADOS A X1000	76
FIGURA 4-84: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 1, DESPEGUES AISLADOS A X1000	76
FIGURA 4-85: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 1, DESPEGUES AISLADOS A X1000	77
FIGURA 4-86: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DESPEGUES AISLADOS A X1000	77
FIGURA 4-87: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 1, DESPEGUES AISLADOS A X1000	78
FIGURA 4-88: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 1, DESPEGUES AISLADOS A X1000	78
FIGURA 4-89: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, DESPEGUES AISLADOS A X1000	79
FIGURA 4-90: 90-13-PIEZA 4, DESPEGUES CONTINUOS-DESPEGUES AISLADOS CONSECUTIVOS A X1000	80
FIGURA 4-91: 90-14-PIEZA 3, DESPEGUES CONTINUOS-DESPEGUES AISLADOS CONSECUTIVOS A X1000	80
FIGURA 4-92: 90-13-PIEZA 6, DESPEGUES CONTINUOS-DESPEGUES AISLADOS CONSECUTIVOS A X1000	81
FIGURA 4-93: 90-14-PIEZA 1, DESPEGUES CONTINUOS-DESPEGUES AISLADOS CONSECUTIVOS A X1000	81
FIGURA 4-94: 90-14-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS-DESPEGUES AISLADOS CONSECUTIVOS A X1000	82
FIGURA 4-95: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 3, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	82
FIGURA 4-96: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	83
FIGURA 4-97: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS A X1000 (CONT. ANTERIOR)	83
FIGURA 4-98: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	84

FIGURA 4-99: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 1, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	84
FIGURA 4-100: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 1, DESPEGUES CONTINUOS A X500	85
FIGURA 4-101: 90-14-PIEZA 3, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	85
FIGURA 4-102: 90-14-PIEZA 4, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	86
FIGURA 4-103: 90-13-PIEZA 2, DESPEGUES CONTINUOS A X500	86
FIGURA 4-104: 90-13-PIEZA 6, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	87
FIGURA 4-105: 90-13-PIEZA 6, DESPEGUES CONTINUOS A X1000	87
FIGURA 4-106: 90-13-PIEZA 1, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200	89
FIGURA 4-107: 90-13-PIEZA 1, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500 (CONT.)	89
FIGURA 4-108: 90-13-PIEZA 1, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500	90
FIGURA 4-109: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200	90
FIGURA 4-110: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500 (CONT.)	91
FIGURA 4-111: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X1000 (CONT.2)	91
FIGURA 4-112: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO	92
FIGURA 4-113: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO	92
FIGURA 4-114: 90-13-PIEZA 2, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO	93
FIGURA 4-115: 90-13-PIEZA 4, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200	93
FIGURA 4-116: 90-13-PIEZA 4, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X1000 (CONT.)	94
FIGURA 4-117: 90-13-PIEZA 5, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200	94
FIGURA 4-118: 90-13-PIEZA 5, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X1000	95
FIGURA 4-119: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500	96
FIGURA 4-120: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500	96
FIGURA 4-121: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500	97
FIGURA 4-122: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200	98
FIGURA 4-123: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X200 (CONT.)	98
FIGURA 4-124: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500 (CONT.2)	99
FIGURA 4-125: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500 (CONT.3)	99
FIGURA 4-126: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X500 (CONT.4)	100
FIGURA 4-127: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO A X1000 (CONT.5)	100
FIGURA 4-128: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X200	101
FIGURA 4-129: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X200	102
FIGURA 4-130: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X500	102
FIGURA 4-131: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X1000	103
FIGURA 4-132: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X1000	103
FIGURA 4-133: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X200	104
FIGURA 4-134: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X200	104
FIGURA 4-135: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X500	105
FIGURA 4-136: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X1000	105
FIGURA 4-137: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, GRIETA TRANSVERSAL A X1000	106
FIGURA 4-138: 90-1'-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL A X200	107
FIGURA 4-139: 90-1'-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL A X500 (CONT.)	107
FIGURA 4-140: 90-1'-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL A X500 (CONT.2)	108
FIGURA 4-141: 90-1'-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL A X500 (CONT.3)	108
FIGURA 4-142: 90-1'-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL A X500 (CONT.4)	109
FIGURA 4-143: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS LONGITUDINALES A X1000	109
FIGURA 4-144: 90-1'-PIEZA 1, DESPEGUES CONTINUOS LONGITUDINALES A X1000	110
FIGURA 4-145: 90-1'-PIEZA 1, DESPEGUES CONTINUOS LONGITUDINALES A X1000 (CONT.)	110
FIGURA 4-146: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 7, DESPEGUES CONTINUOS LONGITUDINALES A X1000	111
FIGURA 4-147: 90-1'-PIEZA 2, DESPEGUES AISLADOS LONGITUDINALES A X1000	111
FIGURA 4-148: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 1, DESPEGUES AISLADOS LONGITUDINALES A X1000	112
FIGURA 4-149: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 7, DESPEGUES AISLADOS LONGITUDINALES A X1000	112
FIGURA 4-150: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 4, ZONA RICA EN MATRIZ CON FORMA A X500	113
FIGURA 4-151: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 1, PRINCIPIO UNIÓN FIBRAS A X1000	113
FIGURA 4-152: 90-14-PIEZA 4, UNIÓN FIBRAS A X1000	114
FIGURA 4-153: 90 <sub>4</sub> -15-PIEZA 6, UNIÓN FIBRAS A X1000	114
FIGURA 4-154: 90-1'-PIEZA 1, FIBRA DE GRANDÍSIMO TAMAÑO	115
FIGURA 4-155: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 1, FIBRA DE GRANDÍSIMO TAMAÑO	115
FIGURA 4-156: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 7, ROTURA DE FIBRA	116
FIGURA 4-157: 90 <sub>4</sub> -14-PIEZA 7, ROTURA DE FIBRA	116



FIGURA 4-158: 90-1'-PIEZA 1, BIFURCACIÓN FINAL DE DAÑO A X1000	117
FIGURA 4-159: 904-16-PIEZA 7, BIFURCACIÓN FINAL DE DAÑO A X1000	117
FIGURA 4-160: 904-25-PIEZA 7, BIFURCACIÓN FINAL DE DAÑO A X1000	118
FIGURA 4-161: 904-17-PIEZA 1, BIFURCACIÓN FINAL DE DAÑO A X1000	118
FIGURA 4-162: 904-17-PIEZA 7, BIFURCACIÓN FINAL DE DAÑO A X1000	119
FIGURA 4-163: 904-14-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	120
FIGURA 4-164: 904-14-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X1000 (CONT.)	120
FIGURA 4-165: 904-14-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	121
FIGURA 4-166: 904-15-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	121
FIGURA 4-167: 904-15-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500 (CONT.)	122
FIGURA 4-168: 904-17-PIEZA 2, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	122
FIGURA 4-169: 904-17-PIEZA 2, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X1000 (CONT.)	123
FIGURA 4-170: 904-16-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	123
FIGURA 4-171: 904-17-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	124
FIGURA 4-172: 904-15-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X500	124
FIGURA 4-173: 904-15-PIEZA 7, DAÑO LONGITUDINAL EN ZONAS RICAS EN MATRIZ A X1000 (CONT.)	125
FIGURA 4-174: 90-1'-PIEZA 6, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X500	125
FIGURA 4-175: 90-1'-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000 (CONT.)	126
FIGURA 4-176: 90-1'-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000 (CONT.2)	126
FIGURA 4-177: 90-16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	127
FIGURA 4-178: 90-1'-PIEZA 1, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	127
FIGURA 4-179: 90-1'-PIEZA 2, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	128
FIGURA 4-180: 90-1'-PIEZA 6, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	128
FIGURA 4-181: 90-1'-PIEZA 6, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	129
FIGURA 4-182: 904-15-PIEZA 1, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	129
FIGURA 4-183: 904-15-PIEZA 2, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	130
FIGURA 4-184: 904-15-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	130
FIGURA 4-185: 904-15-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	131
FIGURA 4-186: 904-15-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	131
FIGURA 4-187: 904-15-PIEZA 7, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	132
FIGURA 4-188: 904-16-PIEZA 1, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	132
FIGURA 4-189: 904-16-PIEZA 1, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	133
FIGURA 4-190: 904-16-PIEZA 2, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	133
FIGURA 4-191: 904-16-PIEZA 3, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	134
FIGURA 4-192: 904-16-PIEZA 3, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	134
FIGURA 4-193: 904-16-PIEZA 3, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	135
FIGURA 4-194: 904-16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	135
FIGURA 4-195: 904-16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90° Y 0° A X1000	135

X1000	136
FIGURA 4-196: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90º Y 0º A	
X1000	136
FIGURA 4-197: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90º Y 0º A	
X1000	137
FIGURA 4-198: 90 <sub>4</sub> -16-PIEZA 5, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90º Y 0º A	
X1000	137
FIGURA 4-199: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 1, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90º Y 0º A	
X1000	138
FIGURA 4-200: 90 <sub>4</sub> -17-PIEZA 6, DESPEGUES LONGITUDINALES EN ZONAS DE TRANSICIÓN ENTRE LÁMINAS DE 90º Y 0º A	
X1000	138
FIGURA 0-1: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-13	157
FIGURA 0-2: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-13	157
FIGURA 0-3: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-13	157
FIGURA 0-4: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-14	157
FIGURA 0-5: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-14	158
FIGURA 0-6: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-14	158
FIGURA 0-7: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-15	158
FIGURA 0-8: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-15	158
FIGURA 0-9: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-15	158
FIGURA 0-10: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-16	159
FIGURA 0-11: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-16	159
FIGURA 0-12: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-16	159
FIGURA 0-13: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90-1'	159
FIGURA 0-14: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90-1'	159
FIGURA 0-15: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90-1'	160
FIGURA 0-16: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -14	160
FIGURA 0-17: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -14	160
FIGURA 0-18: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -14	160
FIGURA 0-19: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -14	161
FIGURA 0-20: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -15	161
FIGURA 0-21: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -15	161
FIGURA 0-22: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -15	161
FIGURA 0-23: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -15	162
FIGURA 0-24: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -16	162
FIGURA 0-25: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -16	162
FIGURA 0-26: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -16	162
FIGURA 0-27: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -16	163
FIGURA 0-28: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 1-2 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -17	163
FIGURA 0-29: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 3-4 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -17	163
FIGURA 0-30: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZAS 5-6 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -17	163
FIGURA 0-31: FOTOCOMPOSICIÓN A X25. PIEZA 7 DEL PANEL 90 <sub>4</sub> -17	164



# ÍNDICE DE GRÁFICAS

---

GRÁFICA 4-1: CURVA TENSIÓN DEFORMACIÓN PANEL 90	28
GRÁFICA 4-2: CURVA TENSIÓN DEFORMACIÓN PANEL 90 <sub>2</sub>	28
GRÁFICA 4-3: CURVA TENSIÓN DEFORMACIÓN PANEL 90 <sub>4</sub>	29
GRÁFICA 4-4: CURVA TENSIÓN DEFORMACIÓN PANEL 90 <sub>8</sub>	29
GRÁFICA 4-5: SONIDOS REGISTRADOS EN LA CURVA TENSIÓN-DEFORMACIÓN PARA EL LAMINADO DE 90	46
GRÁFICA 4-6: SONIDOS REGISTRADOS EN LA CURVA CARGA-DEFORMACIÓN PARA EL LAMINADO DE 90	46
GRÁFICA 4-7: SONIDOS REGISTRADOS EN LA CURVA TENSIÓN-DEFORMACIÓN PARA EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub>	47
GRÁFICA 4-8: SONIDOS REGISTRADOS EN LA CURVA TENSIÓN-DEFORMACIÓN PARA EL LAMINADO DE 90 <sub>4</sub>	47



# ÍNDICE DE ECUACIONES

---

ECUACIÓN (4-1)	26
ECUACIÓN (4-2)	27
ECUACIÓN (4-3)	27
ECUACIÓN (4-4)	27
ECUACIÓN (4-5)	30
ECUACIÓN (4-6)	30
ECUACIÓN (4-7)	30
ECUACIÓN (4-8)	30

# 1 INTRODUCCIÓN

El presente trabajo, como su título indica, se centrará en el estudio del *efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto*. Ante esta descripción, surgen un par de preguntas. En primer lugar, podríamos preguntarnos por qué ese interés en el material compuesto y, en segundo lugar, qué significa el efecto escala.

Para responder a la primera pregunta, hay que partir de que el material compuesto es un material que supone una mejora en relación a propiedades como la resistencia mecánica, o la rigidez, o el peso, o la resistencia a la abrasión, etc. Este aumento de resistencia será gracias a la composición del material compuesto: éste estará formado por unas fibras (al menos los materiales compuestos que vamos a estudiar en este trabajo) inmersas en una matriz capaces de absorber gran parte de la carga a la que se someta el material compuesto, mejorando la resistencia del material que actúe como matriz. Si a este resultado le sumamos que son materiales poco pesados en comparación con el resto de los materiales usados en la industria aeronáutica, queda perfectamente justificada la evolución exponencial que observamos en la Figura 1-1. En esta imagen y en la siguiente (Figura 1-2) podemos ver cómo ha crecido el empleo de material compuesto en el ámbito estructural de los aviones, llegando a suponer hoy en día más del 50% de la composición estructural de los mismos. No es de extrañar estos resultados. La pregunta ahora es, ¿cuánto podremos seguir aumentando estos porcentajes?

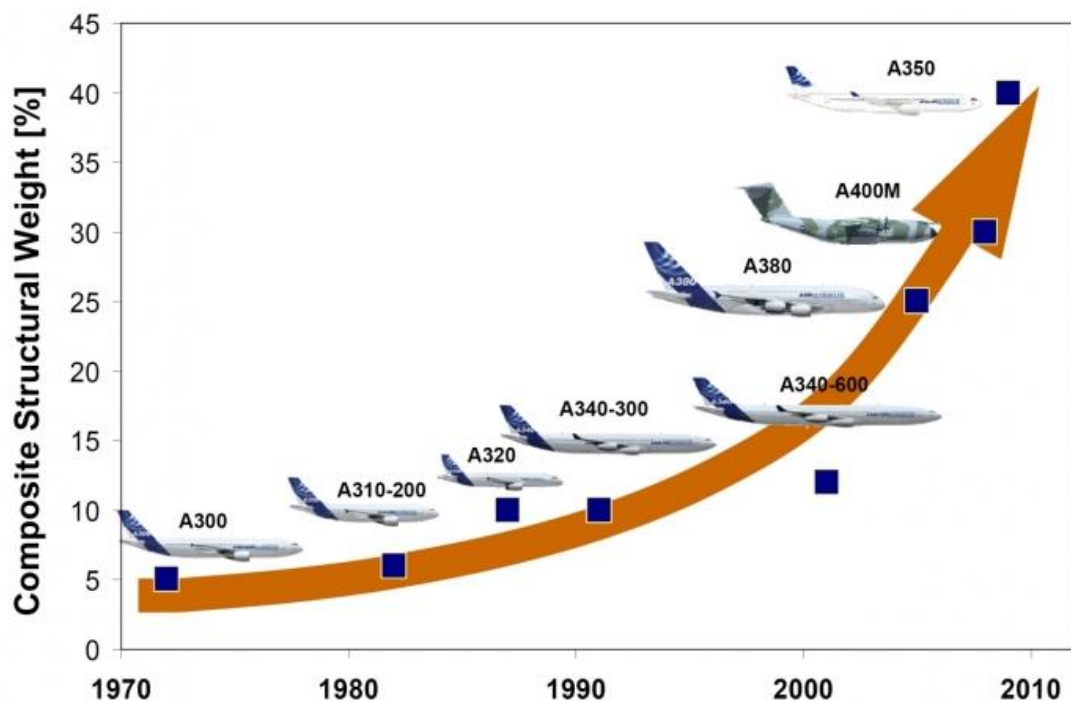


Figura 1-1: Evolución del empleo de material compuesto en aviones [1]

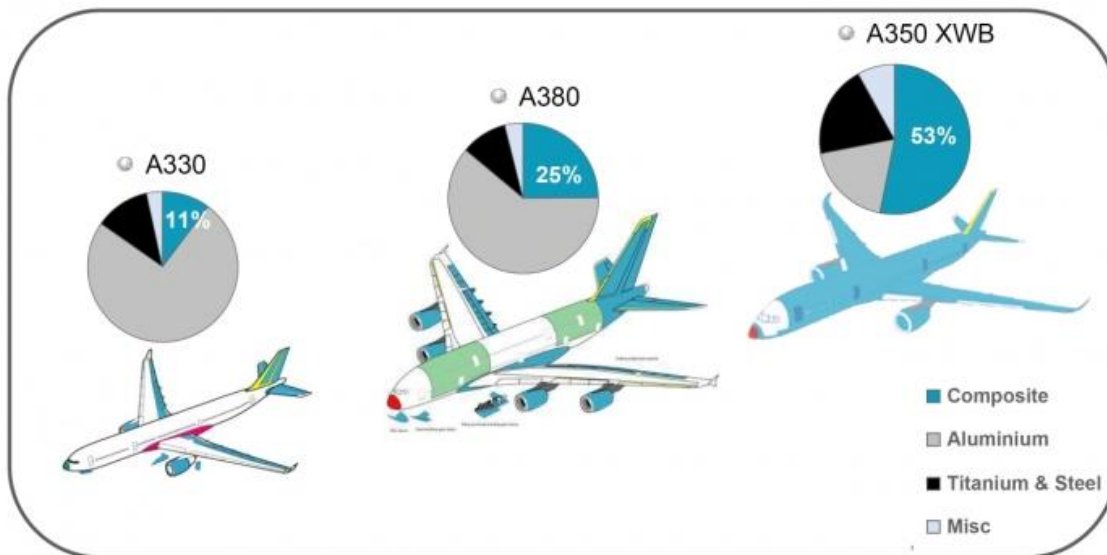


Figura 1-2: Incremento porcentual del material compuesto en aviones [1]

## 1.1 Motivación

La motivación de este trabajo surge al intentar dar respuesta a esa pregunta. Si consideramos las ventajas de aumento de la resistencia y reducción de peso que el uso de materiales compuestos en la industria aeronáutica supone, no es de extrañar que hayamos encontrado una rama de investigación atrayente de cara al futuro.

El primer paso para poder seguir aumentando los porcentajes del uso de material compuesto en aviones radica en un mayor conocimiento de las propiedades del mismo o, en concreto, en un mayor conocimiento de la resistencia que éste puede ofrecer. Es decir, nuestra motivación estará enfocada en descubrir aún más el material compuesto en sí y su comportamiento mecánico, buscando poder descubrir más aspectos sobre su resistencia, como los valores que ésta pueda alcanzar o cuándo se producirá el primer fallo del material.

La dificultad reside en que no hay una sola ley que lo defina, no hay ninguna ley general que te relacione la resistencia del material en función del número de láminas que lleve el laminado, o la secuencia de apilado que decidas usar, o las diferentes orientaciones posibles de unas láminas con respecto a otras, etc.; sólo puedes basarte en resultados experimentales para predecir la resistencia o el primer fallo que se producirá en el material compuesto en estudio, y eso si éste guarda alguna similitud con los laminados que hayan sido objeto de estudio previamente.

De ahí nace el vasto interés que despiertan estos materiales y su estudio, y que, aún a sabiendas del largo camino que hay que recorrer para poder alcanzar una ley general que recoja el comportamiento mecánico del material compuesto en todas sus variantes, se ha decidido enfocar el presente trabajo en uno de los aspectos mencionados (el conocido como *efecto escala* y que veremos en el apartado siguiente) y poder así avanzar algún paso en el recorrido que nos espera.

## 1.2 Objetivo

El objetivo de este trabajo será ahondar en lo que se conoce como *efecto escala* [2], el cual procederemos a explicar a continuación, retomando así la explicación de por qué el título del trabajo, y enlazando con las motivaciones que inspiraban el mismo.

En primer lugar, tenemos que entender que el material compuesto de fibra continua y cuyas fibras están orientadas por capas (el estudiado en este trabajo), presenta un buen comportamiento cuando la aplicación de la carga es en la dirección de la fibra, pero no lo hace cuando ésta se encuentra perpendicularmente. En esta línea, se ha trabajado en el presente trabajo con paneles de tres capas, cuya capa superior e inferior poseían fibras



orientadas en la misma dirección de la carga aplicada (a  $0^\circ$ ), mientras que las de la central estaban orientadas perpendicularmente a la misma (a  $90^\circ$ ).

En segundo lugar, una vez establecida la orientación de las capas que formarán nuestros laminados, podemos variar otros aspectos, como comentábamos en el apartado anterior, como la secuencia de apilado o el número de láminas. En concreto, centraremos nuestro estudio en una secuencia de apilado específica, donde las capas a  $0^\circ$  estarán siempre formadas por cuatro láminas, y será la capa a  $90^\circ$  la que irá variando su composición en cuanto al número de láminas se refiere. Una vez que ya hemos definido el tipo de material sobre el que nos vamos a centrar, es el momento de pasar a nuestro objetivo, el *efecto escala*.

El *efecto escala* es la variación de la resistencia del material compuesto en función del espesor que este posea, manifestando una mayor resistencia para menores espesores. Si nos centramos en el laminado que a nosotros nos compete [0 90 0], el estudio aquí realizado se ha enfocado en la variación del espesor a través del cambio del número de láminas centrales a  $90^\circ$ . Así, el trabajo girará en torno a este aspecto, focalizando el estudio del comportamiento mecánico al estudio de la resistencia en esta parte del laminado en cuestión, pero permitiendo avanzar un poco en la línea de los trabajos que vayan en esta dirección, y así lograr anticipar el daño que se produciría en materiales de este estilo, basándonos en la enseñanza impartida por la experiencia, buscado siempre un mayor conocimiento para lograr la extensión del empleo del material compuesto.

### 1.3 Metodología de resolución

De cara a alcanzar el objetivo descrito previamente en el apartado anterior, se ha procedido de la siguiente manera: En primer lugar, se han matizado las secuencias de material compuesto que serán empleadas en el siguiente trabajo. Una vez aclarado con qué tipo de paneles se va a trabajar, se ha procedido a la fabricación de los mismos. Para ello, se ha dimensionado el rollo de material compuesto que teníamos de partida y se ha seguido el proceso de fabricación especificado en el apartado dedicado a ello (Proceso de fabricación). Una vez fabricado el material compuesto en sí, ha sido necesario fabricar las probetas sobre las cuales recaerá el estudio. Para ello, se ha hecho uso de la *norma española UNE-EN 2561* [3] que especifica qué dimensiones tienen que tener las probetas de cara al ensayo que va a realizárseles (ensayo de tracción) y que podemos ver en la Figura 1-3.

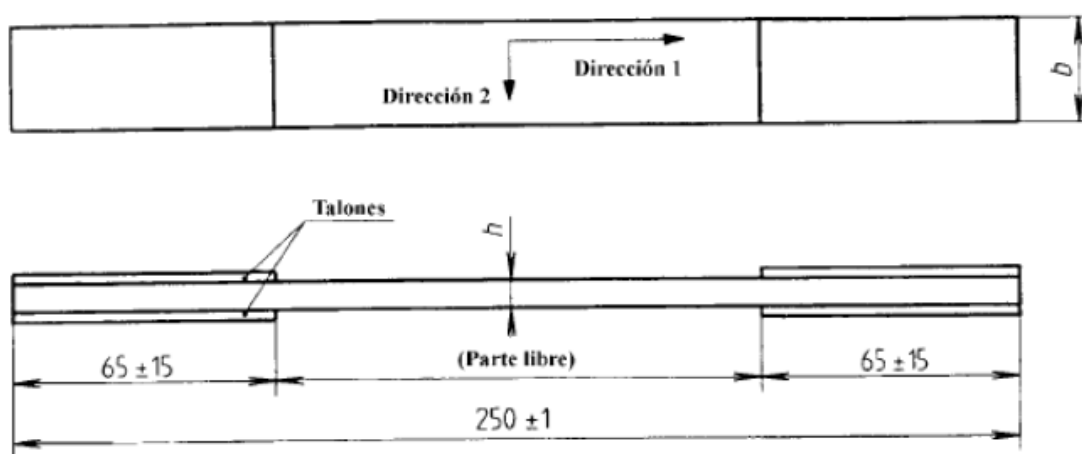


Figura 1-3: Dimensiones de las probetas a ensayar

Una vez obtenidas las probetas, se procederá al ensayo de las mismas. Dado que nuestro interés reside en el estudio de la resistencia y rigidez del material compuesto, se han llevado a cabo una serie de ensayos mecánicos conocidos como ensayos de tracción. Una vez realizados los primeros ensayos, se ha ido definiendo el estudio

que competía a continuación en función de los resultados obtenidos, y eso ha dado como resultado un total de cuatro análisis detallados en el presente documento. Estos cuatro análisis no han sido más que un estudio sobre un número concreto de probetas con una finalidad diferente en cada caso. Finalmente se ha hecho un balance de los resultados obtenidos, alcanzando una serie de conclusiones, y planteando posibles estudios futuros, ligados a esta línea de investigación.

## 2 PUNTO DE PARTIDA

En primer lugar, procederemos a comentar cómo es el material compuesto empleado en el siguiente trabajo: se han tratado cuatro tipos diferentes de laminado, aunque como se comentará más adelante, a partir de un punto sólo se siguió trabajando con dos de ellos. Los laminados que han intervenido estaban formados todos y cada uno de ellos por una capa de cuatro laminas a  $0^\circ$  (según la dirección de la carga que se le aplicaría después) a cada lado de la capa central, formada por láminas a  $90^\circ$ , quienes irían variando en número, pasando de una lámina, a dos, cuatro y ocho láminas. Es decir, nos encontraremos ante un material similar al de la Figura 2-1 y con las siguientes secuencias de apilado:

$$[0_4 90 0_4] \quad [0_4 90_2 0_4] \quad [0_4 90_4 0_4] \quad [0_4 90_8 0_4]$$

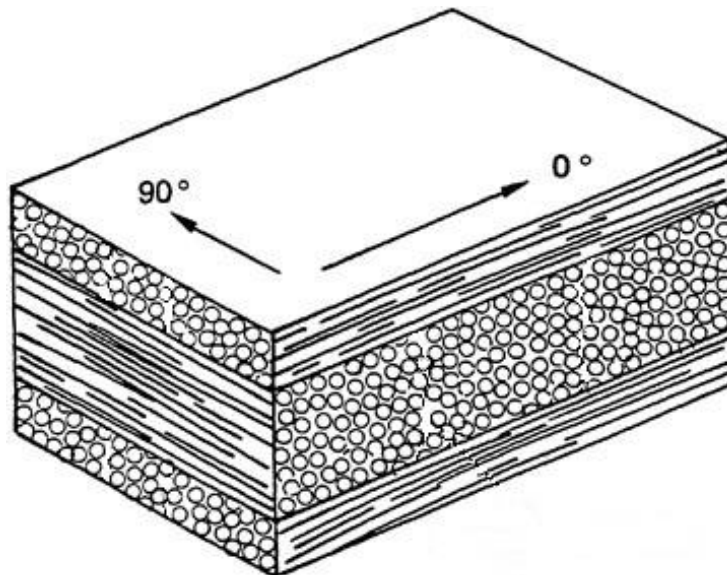


Figura 2-1: Esquema material compuesto

### 2.1. Material necesario

El material utilizado para el desarrollo del trabajo ha sido proporcionado por el Laboratorio del Departamento de Elasticidad y Resistencia de Materiales (LERM), laboratorio en el cual se ha realizado toda la parte experimental que a nosotros nos acontece. Con respecto al material, éste tenía que permanecer en una cámara congeladora con el objetivo de preservarlo y evitar su caducidad, por lo que debemos de volver a introducirlo en las mismas tras su uso, sabiendo que para poder manipularlo debemos esperar a su descongelación.

De cara a la fabricación de los paneles, tenemos que, de acuerdo a la Figura 1-3 donde veíamos la probeta a ensayar, las dimensiones de los paneles a fabricar serán de  $300\text{mm} \times 500\text{mm}$ . Dado que inicialmente se contaba ya con unos paneles prefabricados del apilado de  $[0_4 90 0_4]$  y de  $[0_4 90_2 0_4]$ , de unas dimensiones de  $300\text{mm} \times 300\text{mm}$ , sólo se tuvo que fabricar la parte restante de estos paneles, mientras que de los otros ( $[0_4 90_4 0_4]$  y  $[0_4 90_8 0_4]$ ), su totalidad. A continuación podemos ver en la Figura 2-2 y en la Figura 2-3 el dimensionado que se realizó de cara a saber cuánto material íbamos a necesitar, es decir, cuánto material había que cortar para la fabricación de nuestros paneles.

1a	1b	2a	2b	3a	3b				
4a	4b	1aa	1bb	2aa	2bb				
3aa	3bb	4aa	4bb	5aa	5bb				
6aa	6bb	7aa	7bb	8aa	8bb				
1a	1b	1c	2a	2b	2c	3a	3b	3c	1d 2d 3d
4a	4b	4c	5a	5b	5c	6a	6b	6c	4d 5d 6d
7a	7b	7c	8a	8b	8c	1aa	1bb	1cc	7d 8d 1dd




 Material de origen 15cm x 3m
  Láminas a 90 15cm x 50cm
  Láminas a 0 15cm x 30cm
  Láminas a 0 5cm x 30cm

Figura 2-2: Dimensionado material compuesto

2aa	2bb	2cc	3aa	3bb	3cc	4aa	4bb	4cc	2dd 3dd 4dd
5aa	5bb	5cc	6aa	6bb	6cc	7aa	7bb	7cc	5dd 6dd 7dd
8aa	8bb	8cc	1aaa	1bbb	1aaaa	1bbbb	2aaaa	2bbbb	1aaa
2aaa	3aaa	4aaa	5aaa	6aaa	7aaa	8aaa	1aaaa	2aaaa	3aaaa
4aaa	5aaa	6aaa	7aaa	8aaa	1aaaa	2aaaa	3aaaa	4aaaa	5aaaa
6aaaa	7aaaa	8aaaa	8dd	3bbb	6bbb	1bbbb	4bbbb	7bbbb	8bbbb
			1bbb	4bbb	7bbb	2bbbb	5bbbb	8bbbb	
			2bbb	5bbb	8bbb	3bbbb	6bbbb		

Nota: 1 letra equivale al material de 90<sub>4</sub>  
 2 equivalen al de 90<sub>8</sub>  
 3 equivalen al de 90<sub>1</sub>  
 4 equivalen al de 90<sub>2</sub>

Total material utilizado: ~36m





 Material de origen 15cm x 3m
  Láminas a 90 15cm x 20cm
  Láminas a 0 15cm x 30cm
  Láminas a 0 5cm x 30cm

Figura 2-3: Dimensionado material compuesto

Si observamos en detalle las imágenes, podemos ver una división del material de partida (un rollo de material compuesto de 150mmx100m) en pequeñas barras de 150mmx3m (en azul). En cada barra encontramos además una subdivisión en función del laminado al que pertenecerá. Así, podemos ver cómo están enumeradas cada una de las láminas que formarán parte de cada panel. La correspondencia del número de letras con el panel al que pertenece viene indicado en la *Nota* de la Figura 2-3: una letra equivale al material necesario para la fabricación del panel [0<sub>4</sub> 90<sub>4</sub> 0<sub>4</sub>], dos letras al de [0<sub>4</sub> 90<sub>8</sub> 0<sub>4</sub>], tres al de [0<sub>4</sub> 90 0<sub>4</sub>], y finalmente cuatro al de [0<sub>4</sub> 90<sub>2</sub> 0<sub>4</sub>]. Las letras *a*, *b*, *c* y *d* han sido usadas para enumerar las diferentes divisiones que formarán parte de una misma capa. Además, se ha utilizado un código de colores que indica qué tipo de lámina será (a 0° o 90°) y la dimensión de la misma. Finalmente, podemos ver que se utilizarán en total unos 36 metros.



## 3 PROCESO DE FABRICACIÓN

Una vez planificado el corte del material compuesto, podemos empezar con el proceso de fabricación. El proceso de fabricación abarcará desde la fabricación de los paneles en sí, hasta la fabricación de las probetas e irá detallado en los siguientes apartados:

### 3.1 Fabricación de los paneles

La fabricación de los paneles se realizará en una habitación conocida como sala limpia. La sala limpia es un lugar en el que se controlan las condiciones de humedad, temperatura y presión, con el fin de preservar el material compuesto lo máximo posible, y que no sufra contaminación ni deterioros de ningún tipo. Los pasos que seguiremos en el presente apartado serán los siguientes:

1. Corte del material
2. Apilado de las láminas por presión
3. Empleo de bolsas de vacío
4. Proceso de autoclave
5. Obtención de los paneles

A continuación, veremos cada uno de ellos en detalle.

#### 3.1.1 Corte del material

Para el corte del material, usaremos de referencia la planificación realizada. Haciendo uso de un metro, un lápiz, una regla y un cúter, posicionaremos el rollo de material compuesto tal y como aparece en la Figura 3-1 e iremos midiendo con el metro, marcando con el lápiz, ajustando la regla, y cortando con el cúter, ciñéndonos a la planificación descrita, de manera que obtengamos la totalidad de las láminas en ambas orientaciones, tanto las que irán a  $0^\circ$  como a  $90^\circ$ .

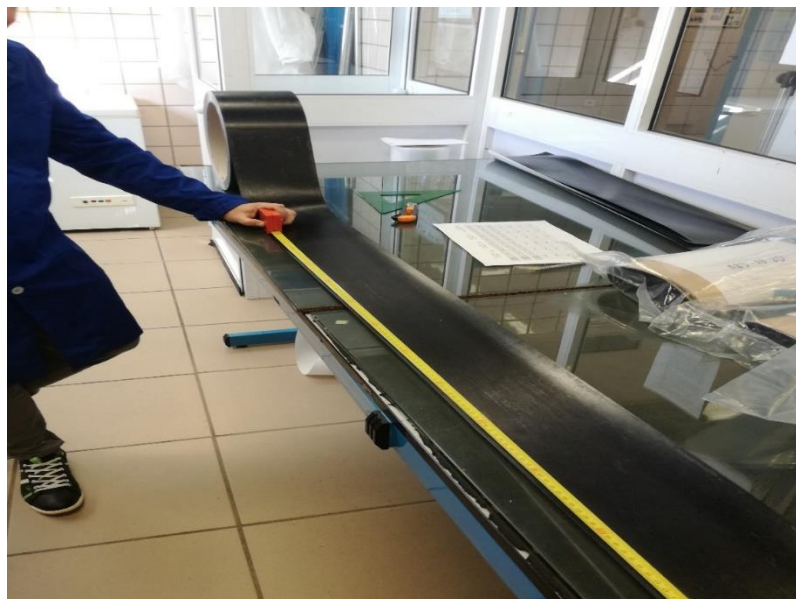


Figura 3-1: Corte de las láminas sobre el rollo de material compuesto

Además, se ha incluido la Figura 3-2, donde podemos ver cómo irán quedando las láminas una vez cortadas, junto al material de trabajo descrito. Una vez que tenemos cortadas todas las láminas, estamos listos para proceder al apilado de las mismas.



Figura 3-2: Láminas cortadas del rollo de material compuesto

### 3.1.2 Apilado de las láminas por presión

El siguiente paso con el que nos encontramos es con el apilado de las láminas a presión. Éste será un paso muy delicado, ya que será crucial a la hora formar bien cada secuencia de apilado de los paneles. Consiste en situar las láminas cortadas contiguas o encima de otras e ir aplicando presión manualmente mediante un útil o espátula de Nylon. El material vendrá cubierto por un papel protector, una vez que quitemos ese papel, será esa cara la que usemos para pegar la lámina a la lámina inferior. Esto es gracias al pre-preg que posee nuestro material compuesto, que hace las veces de adhesivo y permite un primer apilado.

De cara a una mayor claridad explicativa, vamos a especificar paso a paso cómo se haría este apilado para uno de los paneles con los que trabajaremos, el  $[0_4 90_4 0_4]$ . En primer lugar, cogemos todas las láminas correspondientes a éste panel. Según se fueron cortando, fueron marcadas en el papel protector mediante la nomenclatura que le correspondía según la planificación realizada. Así, las láminas que hemos de usar en la fabricación de este laminado son todas las láminas que tengan una sola letra, lo que equivale a un total de 8 láminas de 150mmx500mm, más 24 láminas de 150mmx300mm, más 8 de 50mmx300mm. A continuación, y como ya sabíamos gracias al apartado Material necesario, las primeras 8 servirán para las láminas a  $90^\circ$  y el resto, para las que irán a  $0^\circ$ .

Siguiendo el proceso de resolución, lo primero que haremos será coger 3 láminas de 150mmx300 y 1 de 50mmx300mm, y las pondremos contiguamente, de manera que tengamos “una lámina” de 500mmx300mm, la primera de las láminas a  $0^\circ$ . El siguiente paso será volver a coger la misma cantidad de láminas que en el paso anterior, sólo que ahora van a ir colocadas justo encima de las anteriores. Para ello, quitaremos el papel protector a cada una de estas láminas y las iremos pegando sobre las anteriores, pero con cuidado de ir variando el orden, de forma que la zona de separación entre una lámina y la otra de la capa inferior no coincida con la misma zona de separación entre una lámina y la otra de la capa superior, o no conseguiremos unir el material. Una vez pasados este paso, ya tendríamos dos capas a  $0^\circ$ . Mencionar que hay que ir presionando linealmente para que se vayan pegando bien unas capas con otras.

A continuación, repetiríamos el mismo proceso para la capa de  $0^\circ$  dos veces más, adquiriendo la primera capa a

0° de cuatro láminas. El siguiente paso a realizar, será el de apilar las de 90°. Para ello, cogeremos en primer lugar dos láminas de 150mmx500mm, y las pegaremos encima de las anteriores, una contigua a la otra, de manera que tengamos una capa de 300mmx500mm, y perfectamente cuadrada con la anterior. Tendríamos pues una capa de 300mmx500mm donde las fibras van orientadas longitudinalmente a lo largo de los 500mm, sobre una capa de 500mmx300mm, donde las fibras van orientadas longitudinalmente a lo largo de los 300mm, lo que implica que al hacer coincidir las magnitudes, es decir, girar una sobre la otra a la hora de pegarlas, tenemos un ángulo de 90° de diferencia entre la orientación de la última lámina y las anteriores y, por tanto, habríamos logrado la orientación que se le requería al material. Tras poner esta capa a 90°, sólo habría que añadir las 6 láminas de 150mmx500mm restantes, de dos en dos y aplicando presión, más las últimas capas a 0°, repitiendo el mismo proceso realizado para el apilado de las primeras. Finalmente, habríamos completado nuestra secuencia de apilado y tendríamos el panel listo para el siguiente paso. La explicación de cara al resto de los paneles a fabricar sería igual, sólo que cambiando el número de capas a 90 que irían en el centro.

Para concluir, se ha incluido la Figura 3-3, en la que podemos ver la totalidad de todos los papeles protectores extraídos de las láminas una vez apiladas y la correspondiente nomenclatura ya comentada.

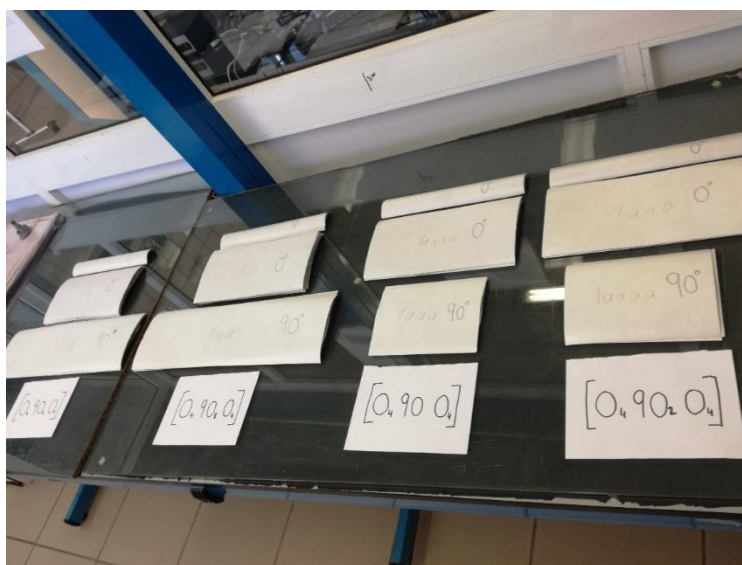


Figura 3-3: Totalidad de papeles protectores clasificados por laminado

### 3.1.3 Empleo de bolsas de vacío

Una vez preparados los paneles, es el momento de introducirlos en el autoclave, ya que éste les aplicará el ciclo de curado que los dejará totalmente compactos. Para ello, recurriremos al empleo de bolsas de vacío. La bolsa de vacío es una bolsa que elaboramos con la finalidad de proteger al material de las propias partículas de aire que puedan introducirse entre las láminas, así como protegerlo de las variaciones de temperatura y presión a las que se verá sometido en el autoclave. Es como una forma de aislar el material con el fin de preservarlo, y para ello, se seguirán una serie de pasos:

- 1- En primer lugar, dispondremos de una plancha de aluminio o acero sobre la que se montará la bolsa de vacío. Podremos encontrarlas de varios tamaños, por lo que elegiremos la que mejor se ajuste a la dimensión de nuestros paneles, sabiendo que tenemos que dejar cierto margen para la preparación de la bolsa en sí.
- 2- A continuación, se colocará una capa de teflón sobre la plancha, y será sobre esta capa donde se irán colocando los paneles. Matizar que entre un panel y otro, y recubriendo el perímetro del panel por completo, colocaremos un hilo de corcho, que impedirá que la resina fluya demasiado durante el proceso de autoclave. Los paneles quedarán totalmente recubiertos por el teflón, por las dos caras.



- 3- Llegados a este punto, se recubrirá todo con una capa de airweave (tejido aireador), de tal forma que quede todo el material cubierto, dejando espacio suficiente para la posterior inclusión de un par de tomas de vacío, que irán sobre este tejido. Para mayor calidad, estas tomas se colocarán sobre una doble capa de airweave, sin poder posicionarlas encima del material, sino contiguas a él (habrá que calcular bien el espacio y las necesidades a la hora de elegir el tamaño de la plancha de aluminio/acero, como ya se ha comentado).
- 4- Una vez que ya está todo esto listo, faltaría recubrirlo todo con una capa exterior que conforma la bolsa de vacío. Ésta irá adherida a la plancha de aluminio/acero a través de una cinta de cromato. Es muy importante que dicha unión sea revisada a conciencia, ya que no se puede permitir ninguna fuga de aire una vez que se aplique el vacío. Todos los materiales hasta ahora descritos son los que encontramos en la Figura 3-4.
- 5- Finalmente, ya estamos listos para aplicarle vacío a nuestra bolsa de vacío. Para ello, haremos uso de unas gomas habilitadas en la sala limpia, que serán conectadas a través de las tomas de vacío. El resultado es el mostrado en la Figura 3-5, donde tenemos nuestra bolsa de vacío lista para su siguiente proceso, el proceso de autoclave.



Figura 3-4: Materiales empleados en la bolsa de vacío



Figura 3-5: Bolsa de vacío lista para su proceso en el autoclave

### 3.1.4 Proceso de autoclave

El siguiente paso que daremos será la introducción de la plancha preparada en el autoclave (Figura 3-6). El autoclave es una máquina que se encargará del curado de los paneles. El objetivo de ésta será elevar los valores de temperatura y presión hasta los requeridos para el proceso de curado específico de cada material, valores que vendrán especificados por el fabricante. Una vez alcanzados, pasará a mantener esos valores el tiempo necesario para después volver a disminuir ambos valores. Para que el proceso resulte exitoso, es esencial que no se produzcan pérdidas de presión en la bolsa de vacío, es decir antes de empezar con el ciclo de curado, se comprobará durante unos minutos la presión de la bolsa. Si ésta disminuye, es necesario revisar que no haya ninguna fuga de aire por parte de la cinta de cromato o, en caso de que esto no funcione, asegurarse que la bolsa de vacío no tenga ningún agujero. Si tras unos minutos la presión que hayamos aplicado a la bolsa de vacío no disminuye, podemos empezar con el ciclo de curado.



Figura 3-6: Autoclave

### 3.1.5 Obtención de los paneles

Tras la finalización del proceso de curado, tenemos el resultado mostrado en la Figura 3-7. Como podemos observar en la misma, deberemos retirar el teflón y el corcho antes de poder dar por finalizada la fabricación de los paneles, aunque como veremos en el apartado referente a la fabricación de las probetas, aún faltaría resanarlos.

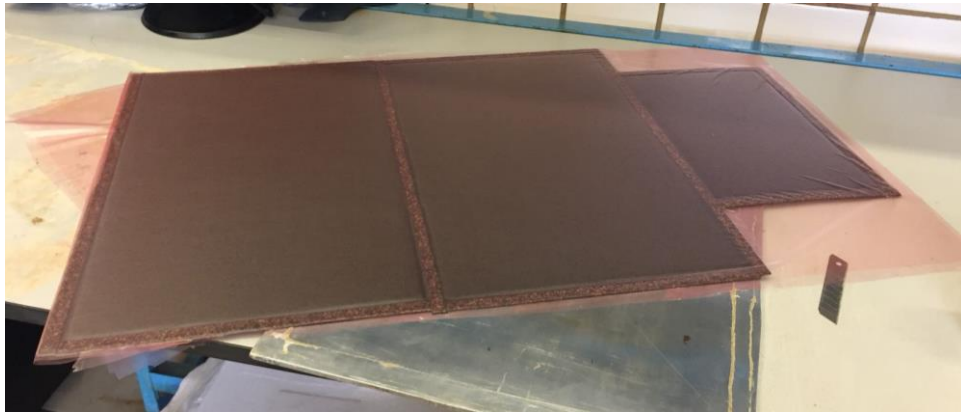


Figura 3-7: Paneles tras el proceso de curado

Una vez que hemos retirado el corcho mediante el uso de una cuchilla del cúter, y perfectamente identificados los paneles mediante un rotulador blanco, obtenemos el resultado deseado, mostrado en la Figura 3-8.

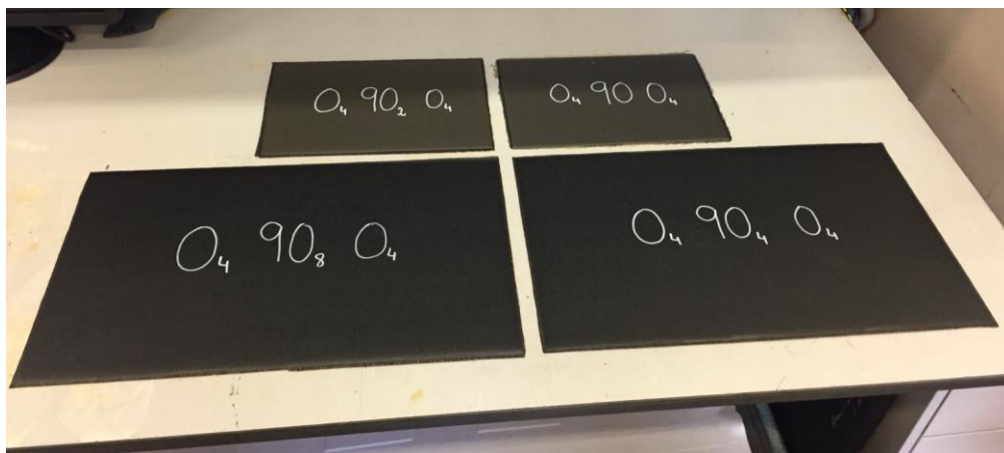


Figura 3-8: Fabricación de los paneles completada

## 3.2 Fabricación de los tacos

Otra parte importante de cara al trabajo que nos acontece, es la fabricación de los tacos que formarán parte de las probetas, y que servirán de agarre y protección de cara al ensayo de tracción. Aunque serán tacos de fibra de vidrio, no hemos tenido que fabricarlos desde el inicio, sino que nos han sido proporcionadas planchas del material ya fabricado, como el que vemos en la Figura 3-9. Dado que estos tacos serán adheridos a los paneles, es importante para tal adhesión tener unos tacos lijados y perfectamente limpios. En la imagen podemos ver también cómo se ha llevado a cabo tal proceso de lijado, antes de proceder a dimensionarlos y cortarlos según la medida necesaria.



Figura 3-9: Lijado de planchas de vidrio, material para los tacos

La cuestión que nos concierne a continuación es saber pues cuántos tacos serán necesarios y de qué dimensiones cada uno. De acuerdo a la norma de la dimensión de las probetas, se ha decidido que el ancho de los mismos será de 60mm, y el largo dependerá de a qué panel nos refiramos: por una parte, tanto el panel con 4 láminas de 90 como el de 8 láminas de 90, tienen una longitud de 500mm, y dado que cada panel necesita 4 tacos, eso hace un total de 8 tacos de unas dimensiones de 60mmx500mm. Por otra parte, no hay que olvidar que tenemos dos conjuntos de paneles referidos a la secuencia de sólo una lámina de 90 y de 2 láminas de 90. Esto supone que tengamos, por una parte, el fabricado por nosotros, cuya longitud es de 200mm, junto a los que nos fueron dados ya fabricados, los cuales poseen una longitud de 300mm. Eso hace un total de 8 tacos de 60mmx200mm más otros 8 tacos de 60mmx300mm, quedando abarcada la cuestión de dimensionado de los tacos de vidrio. La pregunta ahora es cómo cortarlos.

### 3.2.1 Máquina de corte

Para el corte de material compuesto, tanto fibra de vidrio como fibra de carbono, tenemos a disposición la máquina que aparece en la Figura 3-10. Esta máquina de corte consta de un disco de diamante que corta por abrasión, donde el material avanza hacia el disco gracias a una bancada que se mueve manualmente. Dicha bancada tiene una placa de metal que sirve como referencia, en ella, y gracias a la incorporación de un calibre, se puede marcar la medida del corte que se desee realizar. Añadir que es esencial remarcar que cada vez que se vaya a trabajar con ella, es necesario un equipo de protección, formado por una bata, botas, guantes, gafas y mascarilla (Figura 3-11), que si bien no vas a recibir un corte, sí que son necesarias una serie de medidas de cara a la inhalación del polvo de material compuesto que suelta tras la abrasión. La máquina deberá ser refrigerada en todo momento abriendo levemente la llave del agua, así como limpiada una vez que se haya efectuado su uso.

Finalmente, todos los cortes de material compuesto serán efectuados en esta máquina. En el apartado que nos acontece, cortaremos los tacos según el dimensionado previo realizado y marcado mediante un permanente en nuestro panel, usando cuando se pueda la referencia del calibre que posee la máquina.





Figura 3-10: Máquina de corte



Figura 3-11: Equipo de trabajo al completo

### 3.3 Fabricación de las probetas

El siguiente apartado es el correspondiente a la fabricación de las probetas. Llegados a este punto, tenemos unos

tacos con las dimensiones requeridas y perfectamente lijados y listos para ser unidos a los paneles de estudio; por tanto, lo que haremos en primer lugar, será preparar los paneles para dicha unión también: resanaremos los paneles y los lijaremos en las zonas donde serán unidos con los tacos. Seguidamente, se procederá al proceso de unión mediante adhesivo, al curado de los paneles tras el paso anterior, y finalmente a la obtención de las probetas mediante el uso de la máquina de corte.

### 3.3.1 Resanado y lijado de los paneles

El primer paso que nos concierne ahora, es el resanado y posterior lijado de los paneles.

El resanado de los paneles consiste en dejar perfectamente liso y uniforme el perímetro de los paneles. Para ello, no sólo nos tendremos que preocupar de la parte lateral de los paneles, sino que también deberemos invadir un poco el material y cortar lo que sea necesario para borrar cualquier imperfección que se haya podido producir en el apilado del material compuesto en la parte de los bordes, por no llegar todas las láminas exactamente igual al borde, por imperfecciones en el corte y posterior apilado. Por tanto, deberemos fijarnos donde deberemos realizar dichos cortes. El primero será siempre el más difícil y el más importante, ya que no tendrá referencia para hacer el corte perfectamente paralelo a las fibras de  $0/90^\circ$ , pero una vez que consigamos dar ese corte con la mayor exactitud posible, éste servirá de referencia para el resto y, gracias a la disposición de un par de placas de metal en forma de L en la máquina de corte, podremos darle cortes a la pieza perfectamente perpendiculares, pudiendo así completar el proceso de resanado de los paneles.

Con respecto al lijado de los paneles, en esta ocasión, en vez de utilizar la lijadora que veíamos en la Figura 3-9 para el lijado de la fibra de vidrio de los tacos, se ha utilizado la herramienta que vemos en la Figura 3-12. El lijado de los paneles ha ido acompañado del uso de una aspiradora con el fin de absorber las partículas que pueda soltar tal proceso. Además, como podemos ver en la imagen, no será necesario el lijado del panel entero, sino sólo de la parte donde irán colocados los tacos, ambas caras, la anterior y posterior, y ambas partes, la inferior y superior (un total de 4 tacos por panel, como ya se había comentado).

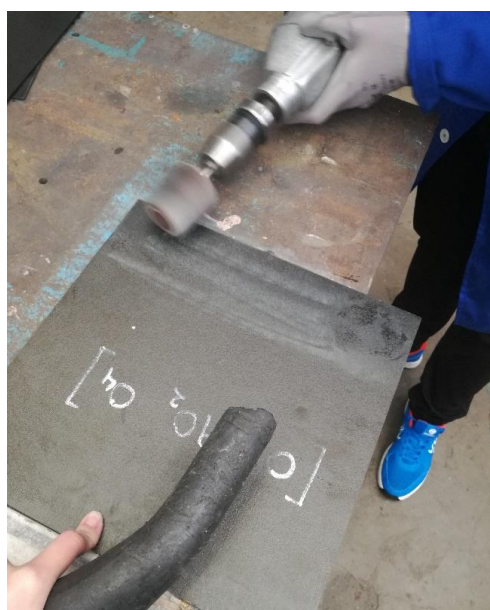


Figura 3-12: Lijado de los paneles

### 3.3.2 Unión de los paneles con los tacos más su posterior curado

El segundo paso a realizar será la unión de los tacos con los paneles. Para ello, lo primero que tendremos que hacer es dejar ambas superficies completamente limpias, eliminando cualquier rastro que pueda haber de cualquier partícula. Ambas superficies se limpiarán con agua en abundancia, y el proceso de secado tendrá lugar en un horno con el objetivo de eliminar cualquier tipo de humedad. Es importante tener en cuenta que a la hora de manipular los paneles y los tacos, una vez limpios, estos deberán ser cogidos con sumo cuidado, de forma

que no haya opción de entrar en contacto manual con la zona de unión, es decir, las partes lijadas.

Una vez secos todos los paneles y los tacos, ha llegado el momento de aplicarles el adhesivo. Este proceso es el que podemos ver reflejado en la Figura 3-13: se posicionará el taco sobre la lámina de adhesivo, de forma que éste recubra en su totalidad al taco correspondiente, salvo por un borde longitudinal, donde el recubrimiento será ligeramente menor. Éste borde citado es el que dará de cara a la parte central del panel, y el objetivo de no llegar con el adhesivo hasta el borde del taco es para que a la hora de realizar el siguiente paso, el paso del curado, lo que fluya del adhesivo no invada demasiado la probeta. Además, como podemos observar, el corte del adhesivo se realizó mediante la aplicación de un cúter. Una vez que el taco está recubierto de adhesivo, es el momento de pegarlo al panel, poniendo especial atención en el encuadrado del mismo. Tras poner los cuatro tacos correspondientes a cada panel, se aplicará una pequeña presión con unas pinzas de sujeción, ilustrado en la Figura 3-15.



Figura 3-13: Adhesivo de unión taco-panel



Figura 3-14: Corte adhesivo de unión taco-panel



Figura 3-15: Fijación a presión de los tacos sobre los paneles

Finalmente, estaríamos preparados para someter a cada uno de los paneles al proceso de curado correspondiente, que dejaría al panel completamente listo para obtener probetas de él. Una vez más, el proceso de curado se realizará en el autoclave del laboratorio, y una vez más, los paneles han de ser introducidos en el mismo mediante



el empleo de una bolsa de vacío. En esta ocasión, observamos en la Figura 3-16 una pequeña diferencia con respecto a las bolsas de vacío de fabricación de los paneles y es que, en esta ocasión, las piezas no sólo irán recubiertas completamente de teflón, sino que también lo harán en el tejido de airwave. Solventada esta diferencia, el proceso es exactamente el mismo, teniendo primero el resultado mostrado en la Figura 3-16, seguido de su implementación en la bolsa de vacío como tal (Figura 3-17).



Figura 3-16: Composición bolsa de vacío

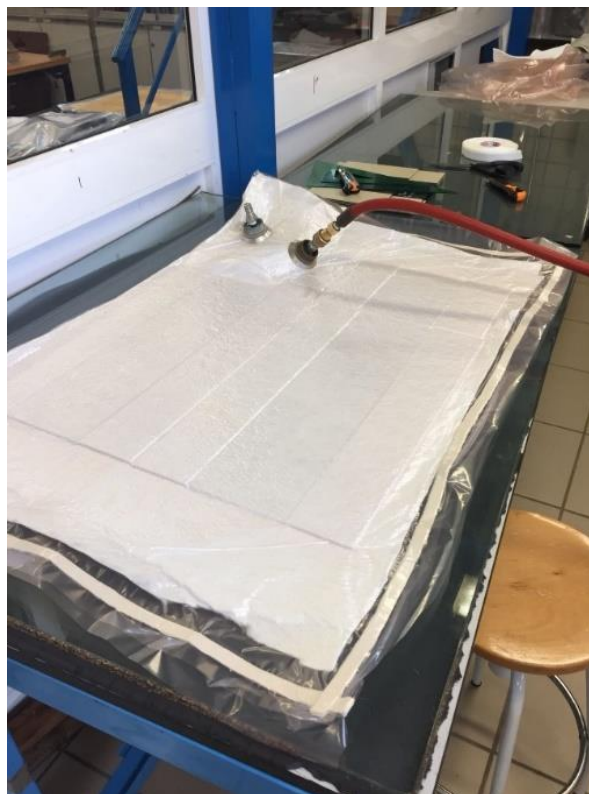


Figura 3-17: Bolsa de vacío preparada



### 3.3.3 Obtención de las probetas, división del material

Finalmente, una vez tenemos los paneles con sus tacos perfectamente curados, el último paso será la obtención de las probetas. Para ello, y como era de esperar, usaremos la máquina de corte. A continuación podemos ver imágenes del proceso realizado (imágenes de la Figura 3-18 a la Figura 3-21). Lo primero que tenemos que hacer es resanar uno de los bordes donde se encuentran los tacos, de manera que nos sirva de referencia de cara al corte de las probetas, para poder dar cortes totalmente perpendiculares. Una vez resanado uno de los bordes, es necesario que la primera “probeta” que se corte sea también con intención de resanar el borde por el que se cortarán todas las demás. La medida del ancho de probeta con el que se trabajará será de 15mm. No sólo se ajustarán los 15mm en el calibre de la máquina de corte, sino que también habrá que ir comprobando continuamente todas y cada una de las probetas una vez cortadas, midiendo con un calibre manualmente en tres puntos de la probeta, y hacer las correcciones que sean necesarias en el calibre de la máquina para que nos salgan los 15mm lo más exacto posible. Hay que tener en cuenta también que la máquina cuando corta se va a llevar un poco de material, por lo que esa pérdida hay que contabilizarla de alguna manera a la hora de ajustar el calibre de la máquina.

Una vez que se ha cortado cada probeta, ha sido necesario identificarlas todas y cada una de ellas. En la Figura 3-20 podemos ver un ejemplo de un panel a punto de ser cortado más un par de paneles ya cortados e identificados, donde se han usado los números desde 1 hasta N (siendo N el número de probetas que ha salido de cada panel), más la secuencia de apilado a la que la probeta pertenecía, indicado mediante un 90 más un subíndice en el caso de dos, cuatro y ocho láminas de 90; todo marcado mediante un rotulador blanco, también observable en la imagen. Recordar que de los paneles de una y dos láminas de 90, tenemos dos tipos de paneles, los que nos fueron proporcionados y los fabricados por nosotros. A la hora de nombrarlos, los paneles proporcionados se enumerarán como ya se ha comentado, de 1 a N, mientras que los fabricados irán desde 1' hasta N', siendo usado este superíndice para diferenciarlos de los anteriores.



Figura 3-18: Obtención de las probetas, división del material



Figura 3-19: Obtención de las probetas, división del material



Figura 3-20: Obtención de las probetas, división del material

En la Figura 3-21 podemos ver la totalidad de las probetas pertenecientes a todos y cada uno de los paneles. En total, hemos obtenido 16 probetas del panel de una lámina de 90 del que nos lo proporcionaron hecho, 11 del de una lámina de 90 pero fabricado por nosotros, 16 del de dos láminas de 90 del proporcionado, 11 del de dos

láminas de 90 fabricado por nosotros, 28 del de cuatro láminas de 90 y 28 del de ocho, lo que supone un total de:

Tabla 3-1: Número de probetas obtenidas de cada panel

	$[0_4 90 0_4]$	$[0_4 90_2 0_4]$	$[0_4 90_4 0_4]$	$[0_4 90_8 0_4]$
Nº probetas	27	27	28	28

Podemos observar en la Tabla 3-1 cómo hemos obtenido el mismo número de probetas de cada panel aproximadamente. La razón de por qué de los paneles de una y dos láminas de 90 hemos obtenido una probeta menos, recae en que se ha perdido más material en los resanados ya que han sido obtenidas de dos paneles diferentes, en vez de uno sólo.



Figura 3-21: Totalidad de probetas



## 4 ENSAYOS MECÁNICOS

Los ensayos mecánicos son pruebas a las que se someten los materiales con el fin de comprobar alguna de sus propiedades mecánicas, como dureza, tenacidad, resistencia mecánica, ductilidad... y así poder verificar la calidad de dicho material y hacer una correcta aplicación de ellos. Estos ensayos son muy importantes ya que nos muestran en una manera proporcional, cómo los materiales se desempeñarían en distintas situaciones.

Para el estudio que a nosotros nos acontece, se ha llevado a cabo el ensayo de tracción, ya que todo el trabajo estará centrado en el análisis de la resistencia (y el daño sufrido) que presentan los materiales compuestos, cuya composición sigue la secuencia de apilado ya descrita, con las fibras de la parte central del material orientadas perpendicularmente a la dirección de aplicación de la carga. Concretamente, enfocaremos el estudio en comparar cómo afecta el número de láminas centrales en el valor de la resistencia y el daño recibido.

Con este objetivo, se han llevado a cabo una serie de análisis, cuatro en total. Veremos cada uno de ellos a continuación.

### 4.1 Primer análisis: Tensión de rotura

En el primer análisis realizado, se ha buscado la obtención de las características de resistencia y rigidez para cada uno de los paneles en estudio. Para ello, se han ensayado una serie de probetas (5 en total) de cada uno de los tipos de paneles hasta la tensión de rotura. Los ensayos se han realizado en una de las dos máquinas disponibles para la realización de ensayos a tracción, en concreto, se utilizó la Máquina Universal de Ensayos Instron 4483, con una célula de carga de 15000kg. Ésta llevará asociado un software que permitirá la tramitación de los datos que se obtengan del ensayo, y que irá instalado en un ordenador conectado a dicha máquina. Además, será necesario la implementación de un extensómetro que permita ir recogiendo valores de deformación de cara al cálculo de la rigidez de las probetas. En la Figura 4-1 podemos ver la máquina mencionada, ya lista y preparada para ser usada, junto al ordenador poseedor del software de trabajo, el extensómetro conectado, y un segundo ordenador, el cual tuvo como finalidad grabar los sonidos producidos en la probeta al romperse, grabados mediante el micrófono que podemos ver en la imagen. Desgraciadamente no se obtuvieron buenos resultados de este último análisis auditivo, por lo que se descartó el poder extraer información sobre estos archivos de audio. El interés por el daño auditivo se verá en el apartado siguiente, el apartado conocido como segundo análisis. La pregunta ahora es cómo llegar al cálculo de la resistencia y la rigidez de cada panel.

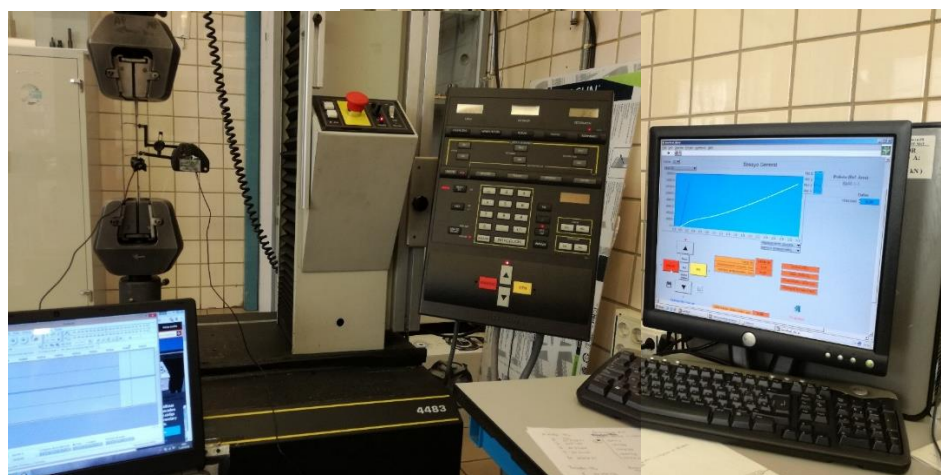


Figura 4-1: Máquina Universal de Ensayos Instron 4483



El procedimiento a seguir será, en primer lugar, montar la configuración que veíamos en la imagen anterior. Para ello, enumeraremos una serie de pasos básicos a realizar:

- Elección de las mordazas adecuadas, para lo cual intervendrá el espesor de las probetas más los tacos. Dadas las dimensiones de nuestras probetas, la elección ha sido una mordaza con una apertura de 0-6mm, suficiente para garantizar el agarre de todas ellas.
- Elección de las patillas del extensómetro, ya que cualquier holgura de estas al sujetar las probetas, puede dar lugar a resbalamiento de las patillas frente a la probeta, y por tanto, a una incorrecta toma de datos.
- Encendido tanto de la máquina como del ordenador a utilizar.
- Calibración y balanceo de la máquina.
- Colocación de la probeta. Para la correcta colocación de la probeta, primero se procederá a la introducción de la probeta en la mordaza inferior, teniendo la mordaza superior a la altura requerida para que sea coincidente con el taco superior de la probeta. Antes de apretar la mordaza inferior, hemos de asegurarnos de su perfecta alineación, para lo que hemos usado un útil en forma de L, posicionándolo tal y como viene en la Figura 4-2.



Figura 4-2: Posicionamiento de la probeta en la máquina de ensayo

- Una vez que la probeta está perfectamente alineada, ha llegado el momento de apretar ambas mordazas. Primero la inferior, y, tras asegurarnos de dejar la holgura necesaria pero mínima entre la cruceta de la máquina y la probeta, proceder a apretar la mordaza superior. De cara a evitar el posible futuro resbalamiento entre las probetas y las mordazas, es necesario asegurarnos de que han quedado perfectamente apretadas.
- Al haber realizado el paso anterior, hemos aplicado sin querer una pequeña carga a la probeta. La solución a ello NO es balancear la máquina para que la carga parta de cero. En su lugar, debemos darle pequeños toques a los botones que controlan el desplazamiento de la cruceta, hasta que veamos que la

carga descienda a cero.



Figura 4-3: Probeta colocada en máquina de ensayo

- Tras la puesta a punto de la máquina y la probeta, faltaría la puesta a punto del extensómetro más la colocación del micrófono. Para ello, sujetando con delicadeza y precisión el extensómetro, lo colocaremos en la probeta, colocaremos también el micrófono, y balancearemos la medida del extensómetro. Una vez llegados a este punto, estamos listos para proceder a ensayar (Figura 4-4). Le daremos el control tanto de la máquina como del ensayo al ordenador mediante la activación de una tecla llamada *IEEE488*, en el panel de control de la máquina. A partir de ahora, todo será realizado a través del monitor.



Figura 4-4: Probeta preparada para comenzar ensayo

- A continuación, usaremos el programa *Test Control Instron Series 44 v17-6* para el control de la máquina de ensayo. En el programa, trabajaremos como si de un ensayo general se tratara, y dentro de ese apartado buscaremos ensayo de tracción. Dado que haremos un ensayo con control en desplazamiento, lo que haremos será fijar la velocidad a la que tendrá lugar el ensayo que, en este caso en el que llevaremos las piezas hasta rotura, será de 2mm/min. Además, en las gráficas que veremos durante la realización del ensayo, marcaremos que por una parte queremos ver la carga (N) frente a la deformación que irá recogiendo el extensómetro, y por otra, frente al desplazamiento de la cruceta. Una vez todo esto listo, haremos un último balance de la medida que recoge el extensómetro y un reset en las gráficas que vamos a poder observar, y puede dar comienzo el ensayo.
- Tras la realización del ensayo, ya sea hasta rotura o hasta una carga determinada, se procederá a salvar los datos del mismo, que en los casos con los que trabajaremos serán: la carga que se ha ido aplicando (N), el desplazamiento de la cruceta (mm) y apertura del extensómetro (mm).

En segundo lugar, de cara al cálculo de la resistencia y rigidez que a nosotros nos concierne en este apartado, se han llevado los ensayos hasta la rotura, con objetivo de obtener, por un lado, la tensión de rotura máxima, es decir, la resistencia; y por otro, la rigidez, también conocido como Módulo de Young, y cuyo cálculo estará basado en una relación entre la tensión y la deformación experimentada por el material.

De cara a calcular las tensiones, sabemos que la expresión que las define viene dada por:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (4-1)$$

Por tanto, necesitaremos usar los datos recogidos sobre la carga aplicada (N) más el área de la probeta en cuestión. Queda patente pues que de cara al cálculo de las tensiones, necesitaremos medir todas y cada una de las probetas antes de ser ensayadas, y proceder después al cálculo del área requerida (el área de la sección transversal de la probeta). Se han realizado pues una serie de medidas: espesor, ancho y longitud de la zona libre de tacos. Tanto del espesor como del ancho, se ha realizado una serie de tres medidas, una en el medio de la probeta y las otras dos en los extremos de la zona libre de tacos, con el objetivo de hacer una media aritmética y usarlas de cara al cálculo del área. En la Figura 4-5 vemos un ejemplo de las medidas realizadas. (En el Anexo A podemos ver un par de tablas con todas y cada una de las medidas).



PROBETAS	SUBÍNDICE	espesor 1	espesor 2	espesor 3	ESPESOR (mm)	ancho 1	ancho 2	ancho 3	ANCHO (mm)	LONGITUD	ÁREA (mm <sup>2</sup> )
90/1	7	1,784	1,755	1,78	1,773	15,1	15,02	15,01	15,04333333	127,5	26,67183
90/2	7	1,952	1,97	1,911	1,944333333	15,09	15,03	15,02	15,04666667	127,5	29,25573556
90/4	7	2,296	2,299	2,265	2,286666667	15,04	15,02	15	15,02	134	34,34573333
90/8	7	3,046	3,008	3,023	3,025666667	14,98	15	15,01	14,99666667	131	45,37491444

Figura 4-5: Ejemplo de tabla de medidas. Probetas número 7

De cara al cálculo de la rigidez, sabemos que ésta vendrá dada por el módulo de elasticidad de cada laminado. Dado que los laminados presentan un comportamiento elástico lineal hasta la rotura, tenemos que el módulo de elasticidad vendrá dado por la pendiente de la curva  $\sigma - \varepsilon$ , es decir:

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (4-2)$$

Donde  $\sigma$  viene dado por la expresión anterior, y  $\varepsilon$  la calcularemos mediante la siguiente relación:

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \quad (4-3)$$

Sabiendo que  $\Delta L$  hace referencia a la apertura del extensómetro a partir de su apertura inicial (y cuyos valores son los que irá recogiendo el programa) y siendo  $L_0$  la apertura inicial (50mm).

#### 4.1.1 Resistencia y rigidez

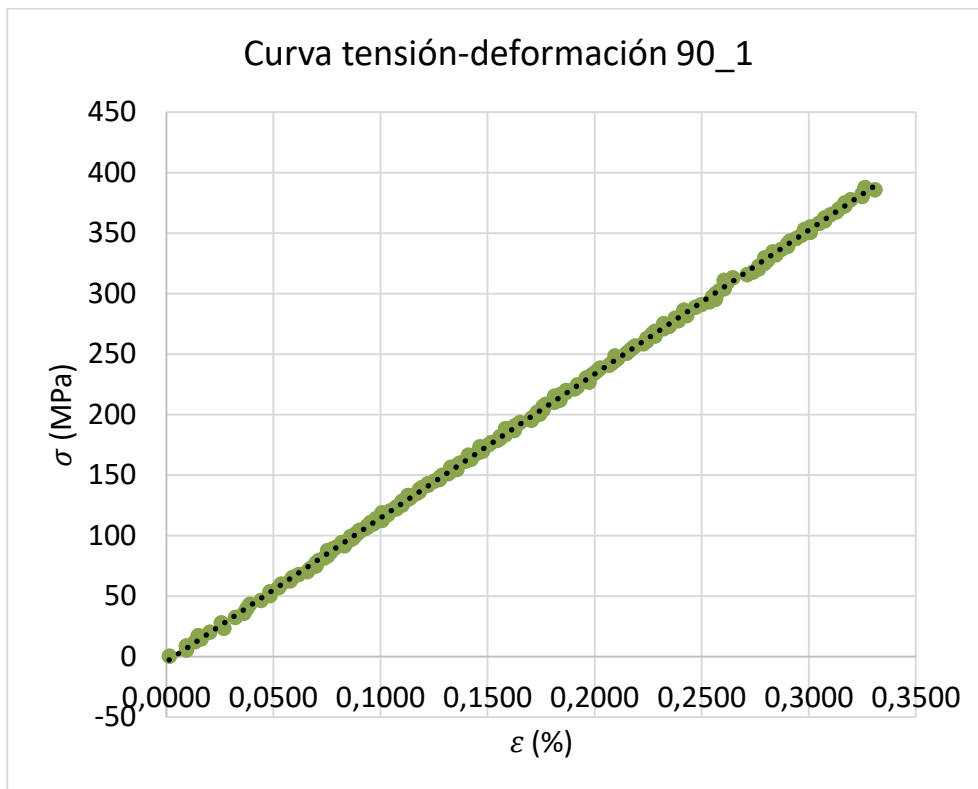
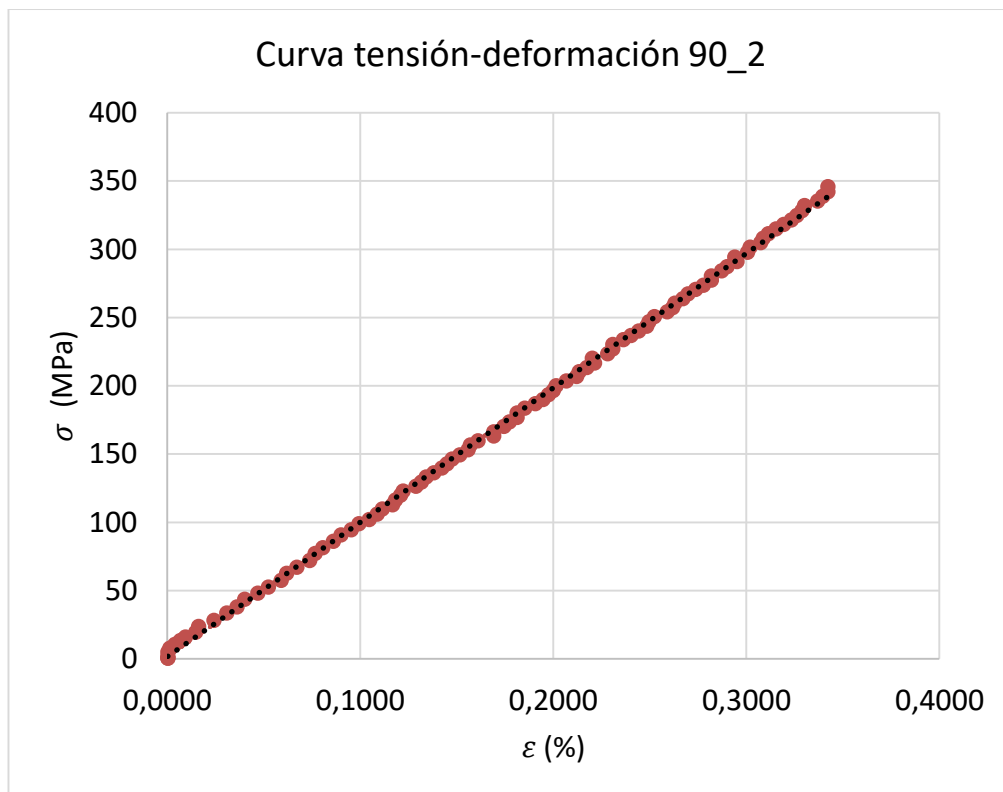
Finalmente, tenemos que la resistencia de cada laminado vendría dada por la máxima tensión que un laminado es capaz de soportar antes de su rotura, es decir, la tensión de rotura, y que vendría dada por:

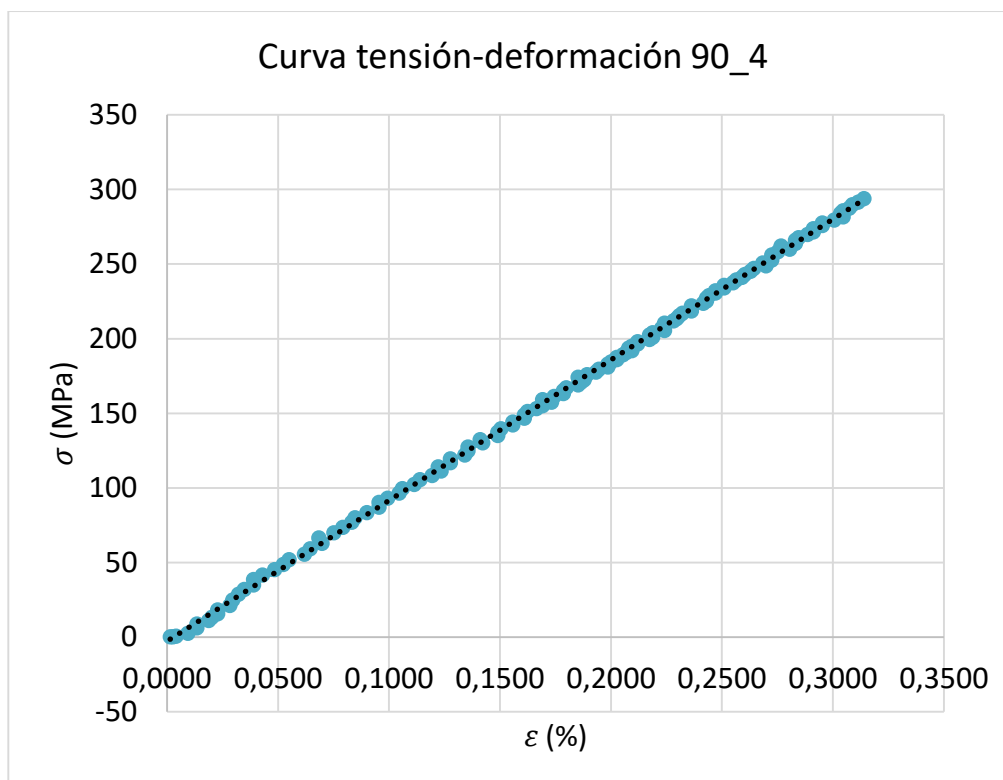
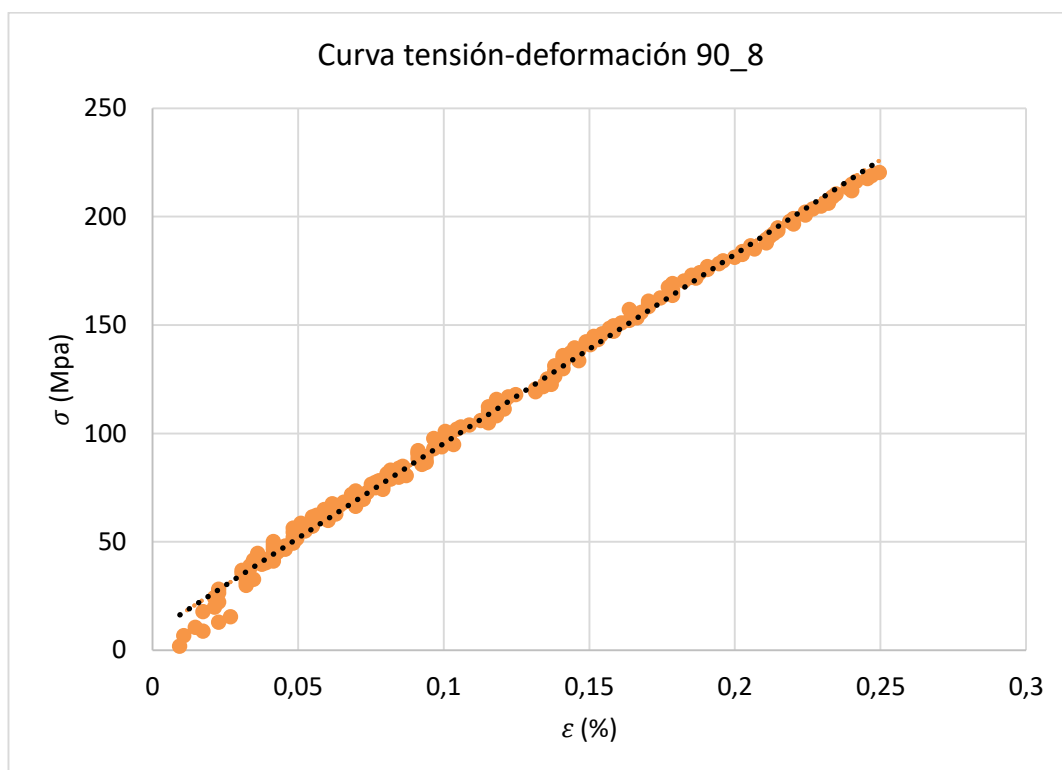
$$\sigma_R = \frac{F_R}{A} \quad (4-4)$$

Siendo  $F_R$  la última carga soportada por la probeta antes de romperse.

Con respecto a la rigidez, ya hemos visto que ésta se obtendría de la pendiente de la curva  $\sigma - \varepsilon$ , por lo que la hemos calculado a través de unas gráficas representativas para cada laminado (Gráfica 4-1, Gráfica 4-2, Gráfica 4-3, y Gráfica 4-4), donde la carga ha tomado valores desde cero hasta  $\sim 10000$  N. En las gráficas, podemos ver la pendiente de la curva marcada mediante una serie de puntos negros:

Gráfica 4-1: Curva tensión deformación panel 90

Gráfica 4-2: Curva tensión deformación panel 90<sub>2</sub>

Gráfica 4-3: Curva tensión deformación panel 90<sub>4</sub>Gráfica 4-4: Curva tensión deformación panel 90<sub>8</sub>

Como podemos observar, sólo se ha incluido una gráfica de cada tipo de laminado, pero, como ya sabemos, al haberse ensayado un total de 5 probetas de cada tipo, tendríamos un total de 5 gráficas por laminado, es decir, un total de 5 resultados posibles tanto de rigidez como resistencia para cada laminado. Por ello, a la hora de determinar ambas propiedades, se realizará un promedio de estos resultados, para lo que además se usarán una serie de indicadores que permitirán ver la dispersión obtenida tras los resultados. Los indicadores que usaremos serán los siguientes:

Valor medio

$$\bar{X} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i}{n} \quad (4-5)$$

Desviación típica

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n - 1}} \quad (4-6)$$

Coefficiente de variación

$$C.C. = \frac{\sigma}{\bar{X}} \cdot 100 \quad (4-7)$$

Error relativo

$$\varepsilon_R = \frac{|X_i - \bar{X}|}{\bar{X}} \quad (4-8)$$

Y las magnitudes obtenidas quedan como sigue:

Tabla 4-1: Resultados de resistencia y rigidez para las 5 probetas del panel 90

Fuerza rotura (N)	Sigma rotura (MPa)	Módulo de Young (GPa)	Panel 90_1
45.626,3100	1742,956366	108,7325564	1
48.588,9300	1830,374335	110,7764706	2
44.635,5000	1705,548627	109,8210809	3
47.715,8400	1799,515009	116,6119902	4
46.077,5700	1726,569057	114,4880994	5

Tabla 4-2: Resultados promedio de la resistencia y la rigidez para el panel 90

PANEL 90/1	RESISTENCIA (MPa)	RIGIDEZ (GPa)
Valor Medio	1760,378246	112,0467536

<b>Desviación Típica</b>	52,15870326	3,329601258
<b>Coeficiente de Variación</b>	2,962925915	2,971617785
<b>Valor Máximo</b>	1830,374335	116,6119902
<b>Valor Mínimo</b>	1705,548627	108,7325564
<b>Error Relativo Max. Porcentual</b>	3,98%	4,07%
<b>Error Relativo Min. Porcentual</b>	0,99%	1,13%

Tabla 4-3: Resultados de resistencia y rigidez para las 5 probetas del panel 90<sub>2</sub>

<b>Fuerza rotura (N)</b>	<b>Sigma rotura (MPa)</b>	<b>Módulo de Young (GPa)</b>	<b>Panel 90_2</b>
45.881,3700	1570,563897	98,49573656	1
43.595,6400	1504,905239	90,83701639	2
40.868,4600	1406,203893	109,5435223	3
48.176,9100	1650,806644	98,20485322	4
39.004,5600	1347,759353	106,0401472	5

Tabla 4-4: Resultados promedio de la resistencia y la rigidez para el panel 90<sub>2</sub>

<b>PANEL 90/2</b>	<b>RESISTENCIA (MPa)</b>	<b>RIGIDEZ (GPa)</b>
<b>Valor Medio</b>	1492,053255	100,4093264
<b>Desviación Típica</b>	122,1093711	7,332451035
<b>Coeficiente de Variación</b>	8,183982084	7,302559733
<b>Valor Máximo</b>	1650,806644	109,5435223
<b>Valor Mínimo</b>	1347,759353	90,83701639
<b>Error Relativo Max. Porcentual</b>	10,6399278	9,533287717
<b>Error Relativo Min. Porcentual</b>	0,861362263	1,905788907

Tabla 4-5: Resultados de resistencia y rigidez para las 5 probetas del panel 90<sub>4</sub>

Fuerza rotura (N)	Sigma rotura (MPa)	Módulo de Young (GPa)	Panel 90_4
43.311,1500	1266,730545	94,21733438	1
39.446,0000	1139,792401	89,67505238	2
41.731,7400	1222,518677	95,18543285	3
45.194,6700	1299,395154	87,10927889	4
41.790,6000	1212,334712	87,84256585	5

Tabla 4-6: Resultados promedio de la resistencia y la rigidez para el panel 90<sub>4</sub>

PANEL 90/4	RESISTENCIA (MPa)	RIGIDEZ (GPa)
Valor Medio	1226,947153	90,74620554
Desviación Típica	60,5252649	3,692674025
Coefficiente de Variación	4,932996891	4,06923243
Valor Máximo	1299,395154	95,18543285
Valor Mínimo	1139,792401	87,10927889
Error Relativo Max. Porcentual	7,103382715	4,891915078
Error Relativo Min. Porcentual	0,360934503	1,180383422

Tabla 4-7: Resultados de resistencia y rigidez para las 5 probetas del panel 90<sub>8</sub>

Fuerza rotura (N)	Sigma rotura (MPa)	Módulo de Young (GPa)	Panel 90_8
45371,25	1001,680706	87,20890477	1
44360,82	984,8160472	76,8738159	2
40633,02	887,0707531	83,81279742	3
42251,67	921,7404341	70,77812912	4
46254,15	1016,436594	73,55874508	5

Tabla 4-8: Resultados promedio de la resistencia y la rigidez para el panel 90<sub>8</sub>

PANEL 90/8	RESISTENCIA (MPa)	RIGIDEZ (GPa)
Valor Medio	961,0507533	78,20537443

<b>Desviación Típica</b>	55,43710224	6,905510131
<b>Coeficiente de Variación</b>	5,768384453	8,82996876
<b>Valor Máximo</b>	1016,436594	87,20890477
<b>Valor Mínimo</b>	887,0707531	70,77812912
<b>Error Relativo Max. Porcentual</b>	7,697824488	11,51267468
<b>Error Relativo Min. Porcentual</b>	2,472844833	1,702643245

Tras los resultados obtenidos podemos decir que para todos los tipos de laminado encontramos respuestas muy similares entre sus propias probetas, ya que, si observamos la segunda tabla de cada panel, vemos que todas ellas recogen unos valores de desviación típica y coeficiente de variación relativamente pequeños, lo que significa que todos ellos presentan un comportamiento similar. Este hecho, lo podemos ver también recogido en la fila de error relativo máximo, donde apenas se supera el 10% de error al comparar el valor más alejado de la media con el valor de la media. Podemos concluir pues que los resultados obtenidos han sido bastantes significativos en su conjunto, y que no ha sido necesario sustraer ningún valor de los resultados por hallarse este demasiado alejado de la tendencia de los demás.

Otra conclusión a mencionar, es que podemos ver cómo tanto la resistencia como la rigidez han disminuido conforme ha aumentado el número de láminas a 90° en el laminado. Es una conclusión importante ya que sienta las bases del análisis en el que se centrará este proyecto. Más adelante podremos ver cómo esta idea se vuelve a retomar y cómo afecta en más detalle a los laminados que nos conciernen.

## 4.2 Segundo análisis: Detección acústico del daño

En el siguiente apartado, tendrá lugar la escisión ya comentada, donde sólo trabajaremos con la mitad de los laminados, a saber,  $[0_4 90 0_4]$  y  $[0_4 90_4 0_4]$ . Además, en este apartado nos centraremos en estudiar los sonidos emitidos por las probetas al ensayarlas hasta rotura. Para ello, cogeremos un total de 5 probetas más de cada laminado y las ensayaremos hasta rotura, sólo que ahora la velocidad del ensayo será a 0.2mm/min. El objetivo será encontrar una relación entre el daño producido en la probeta y el sonido de éste. Para ello, se llevó un registro de la carga (N), la deformación (en incremento de L (mm), siendo éste el valor que registraba el extensómetro) y el minuto en el que se fue produciendo algún sonido, y que podemos ver en las siguientes tablas, recogido desde la Tabla 4-9 a la Tabla 4-14. En ellas, se ha registrado tanto el comportamiento para el laminado con una sola lámina de 90 como para el de cuatro:

**Laminado 90:** Con respecto al panel de una sola lámina de 90°, y basándonos en los resultados del apartado anterior, aunque se han llevado los ensayos hasta rotura, el extensómetro ha tenido que ser quitado antes, dejando un margen de seguridad de cara a que la probeta no se rompiera con el extensómetro aún puesto. Este valor ha sido sobre los 41000 N (~88% de la carga de rotura), por tanto, en la tabla siguiente podemos encontrar algunos puntos en los que se ha producido un sonido por encima de este valor y, como era de esperar, aunque lo hemos recogido en nuestra tabla, no ha sido posible el cálculo de la deformación de la probeta en ese instante. Además, podemos observar que el número de sonidos registrados es bastante pequeño (de tres a cinco), aunque sí hay que mencionar que todos ellos fueron claramente reconocibles, eran unos sonidos intensos y fuertes. Además, podemos observar que en todos los casos el primer sonido (supuesto primer daño) se produce alrededor de los 20000-24000 N (~ 47%). Esto es importante ya que centraremos nuestro trabajo más adelante en este aspecto.

Añadir también que, si prestamos un poco de atención a la Tabla 4-9, vemos que las probetas número 6 y 7 presentan un comportamiento extraño, ya que vemos que el incremento de L no va creciendo gradualmente, sino que éste disminuye. Este comportamiento no es posible, y la causa de estos datos fue una incorrecta elección de las patillas del extensómetro. Debido a la invalidez de los resultados de estas dos probetas, fue necesario recurrir al ensayo de dos probetas más, las número 11 y 12, que también podemos verlas registradas en la misma tabla. Cabe especificar que estas dos probetas, a diferencia de las anteriores, no fueron llevadas hasta rotura, sino que una vez que llegaron a los 41000 N de antes, se decidió parar el ensayo, de forma que tuviéramos un par de probetas “sobresaturadas” (~88% de la carga de rotura) que pudieran ser miradas en el microscopio, aunque el objetivo de ello fuera meramente una primera toma de contacto con el mismo.

Tabla 4-9: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90 (probetas de la 6 a la 12)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
<b>Panel 90-6</b>	22700	855,2262784	0,35	0,007	21
	24103	908,0845369	0,136	0,00272	22
	27987	1054,414883	0,122	0,00244	24
	45090	1698,773255	-	-	37
<b>Panel 90-7</b>	20300	761,1026315	0,32	0,0064	19
	23000	862,3330308	0,38	0,0076	21
	24897	933,4567594	0,31	0,0062	23
	33460	1254,507096	0,43	0,0086	28
<b>Panel 90-8</b>	21800	820,3025637	0,36	0,0072	19
	21600	812,7768521	0,42	0,0084	19
	24328	915,4275583	0,46	0,0092	22
	28694	1079,713842	0,57	0,0114	25
	32569	1225,524504	0,67	0,0134	28
<b>Panel 90-9</b>	23151	878,6761901	0,39	0,0078	21
	24122	915,5296557	0,51	0,0102	22
	26447	1003,773021	0,56	0,0112	24
	43480	1650,24581	-	-	36
<b>Panel 90-10</b>	23867	893,9383214	0,52	0,0104	21
	26300	985,0663197	0,62	0,0124	23



	28655	1073,272829	0,72	0,0144	25
<b>Panel 90-11</b>	22100	831,568706	0,36	0,0072	20
	26100	982,078879	0,52	0,0104	23
	28400	1068,622228	0,61	0,0122	25
	31600	1189,030367	0,65	0,013	28
<b>Panel 90-12</b>	22200	822,5019743	0,38	0,0076	18
	23100	855,846649	0,39	0,0078	19
	33900	1255,982745	0,56	0,0112	27

**Laminado 90<sub>4</sub>:** Si ahora nos centramos en los paneles de cuatro láminas de 90°, y basándonos una vez más en los resultados del apartado anterior, tenemos que el valor al cual se ha quitado el extensómetro ha sido de 36000 N (~ 85% de la carga de rotura). Una vez más, en las tablas que encontramos a continuación, vemos cómo se han producido a veces una serie de sonidos después de este valor, pero de los cuales no ha podido ser posible obtener la deformación para estos. A diferencia de los resultados obtenidos para el laminado de 90°, y como podemos ver en las tablas de la Tabla 4-10 a la Tabla 4-14, en esta ocasión tenemos abundantes sonidos registrados, aunque con la peculiaridad de que ahora éstos no serán fuertemente distinguibles como eran los anteriores, sino que serán unos sonidos suaves y poco perceptibles, más similares como si la pieza se estuviera descascarillando que a un ruido seco como encontrábamos en el laminado anterior. Además, con respecto al primer sonido, vemos que éste se ha producido a una menor carga que en el caso anterior (y por ende, el primer daño). El valor sobre el que ahora nos movemos, ante los resultados obtenidos, oscila entre los 11000 y 14000 N (~ 29%), lo que introduce un poco el resultado que andamos buscando con este trabajo, donde queda patente que el primer daño se produce a un nivel de carga inferior. La cuestión que nos atañe a continuación sería pensar en cómo es este primer daño producido, si es un daño significativo y si posee magnitudes similares o comparables en ambos laminados.

Tabla 4-10: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90<sub>4</sub> (probeta 6)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
<b>Panel 90<sub>4</sub>-6</b>	12400	363,0962766	0,23	0,0046	14
	14440	422,8314704	0,27	0,0054	16
	24000	702,7669869	0,43	0,0086	24
	24600	720,3361616	0,44	0,0088	25
	25500	746,6899236	0,45	0,009	26
	26073	763,4684854	0,46	0,0092	26
	27500	805,2538391	0,49	0,0098	28

	27700	811,1102307	0,49	0,0098	28
	28300	828,6794054	0,5	0,01	29
	29000	849,1767758	0,52	0,0104	29
	29800	872,6023421	0,53	0,0106	30
	30284	886,7748096	0,54	0,0108	30
	31000	907,7406914	0,56	0,0112	31
	31882	933,5673782	0,57	0,0114	31
	32255	944,4895484	0,58	0,0116	32
	33400	978,0173901	0,6	0,012	33
	34000	995,5865648	0,61	0,0122	33
	35000	1024,868523	0,63	0,0126	34
	35800	1048,294089	0,64	0,0128	34
	36300	1062,935068	-	-	35
	40000	1171,278311	-	-	38
	40368	1182,054072	-	-	38
	37200	1089,28883	-	-	38

Tabla 4-11: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90<sub>4</sub> (probeta 7)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
Panel 90 <sub>4</sub> -7	12800	372,6809383	0,22	0,0044	13
	15650	455,6606784	0,26	0,0052	15
	17900	521,1709996	0,3	0,006	17
	20500	596,8718152	0,35	0,007	19
	21500	625,9875135	0,36	0,0072	20
	22000	640,5453627	0,37	0,0074	21
	22300	649,2800721	0,37	0,0074	21

	22700	660,9263515	0,38	0,0076	21
	23030	670,5345319	0,39	0,0078	22
	23600	687,1304799	0,4	0,008	22
	23900	695,8651894	0,4	0,008	22
	24000	698,7767593	0,4	0,008	22
	24400	710,4230386	0,41	0,0082	23
	24900	724,9808877	0,42	0,0084	23
	25100	730,8040274	0,42	0,0084	23
	25400	739,5387369	0,43	0,0086	23
	25600	745,3618765	0,43	0,0086	23
	26000	757,0081559	0,44	0,0088	24
	26500	771,566005	0,45	0,009	24
	26800	780,3007145	0,45	0,009	24
	27500	800,6817033	0,47	0,0094	25
	27600	803,5932731	0,47	0,0094	25
	29100	847,2668206	0,49	0,0098	26
	29900	870,5593792	0,51	0,0102	27
	30500	888,0287982	0,52	0,0104	27
	31200	908,409787	0,53	0,0106	28
	32100	934,6139155	0,55	0,011	28
	34400	1001,580022	0,59	0,0118	30
	35000	1019,049441	0,6	0,012	30
	40000	1164,627932	-	-	34
	40700	1185,008921	-	-	35

Tabla 4-12: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90<sub>4</sub> (probeta 8)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
Panel 90 <sub>4</sub> -8	11900	347,4373207	0,19	0,0038	10
	14700	429,1872785	0,23	0,0046	13
	15000	437,9462026	0,22	0,0044	13
	17700	516,776519	0,27	0,0054	16
	18800	548,8925739	0,28	0,0056	17
	19300	563,4907807	0,29	0,0058	17
	19580	571,6657764	0,29	0,0058	17
	19670	574,2934537	0,3	0,006	17
	19776	577,3882735	0,3	0,006	17
	19900	581,0086288	0,3	0,06	17
	20300	592,6871942	0,3	0,006	18
	20500	598,5264769	0,31	0,0062	18
	20700	604,3657596	0,31	0,0062	18
	21070	615,1684326	0,32	0,0064	18
	22100	645,2407385	0,33	0,0066	19
	22200	648,1603798	0,34	0,0068	20
	22400	653,9996625	0,34	0,0068	20
	23300	680,2764347	0,36	0,0072	20
	23500	686,1157174	0,36	0,0072	21
	24300	709,4728482	0,37	0,0074	21
	24500	715,3121309	0,38	0,0076	21
	25100	732,829979	0,38	0,0076	22
	25600	747,4281857	0,39	0,0078	22
	26000	759,1067511	0,4	0,008	23

	26200	764,9460338	0,4	0,008	23
	26500	773,7049579	0,41	0,0082	23
	26800	782,4638819	0,41	0,0082	23
	27000	788,3031647	0,42	0,0084	23
	27400	799,9817301	0,43	0,0086	24
	27600	805,8210128	0,43	0,0086	24
	28000	817,4995782	0,43	0,0086	24
	28300	826,2585022	0,44	0,0088	24
	28480	831,5138566	0,44	0,0088	25
	29300	855,4549157	0,46	0,0092	25
	29000	846,6959917	0,47	0,0094	26
	30300	884,6513292	0,47	0,0094	26
	30500	890,4906119	0,47	0,0094	26
	30700	896,3298946	0,48	0,0096	26
	30900	902,1691773	0,49	0,0098	26
	31300	913,8477427	0,49	0,0098	27
	32500	948,8834389	0,51	0,0102	28
	32700	954,7227216	0,51	0,0102	28
	32900	960,5620043	0,51	0,0102	28
	33600	980,9994938	0,53	0,0106	28
	34000	992,6780592	0,54	0,0108	29
	35000	1021,874473	0,55	0,011	29
	35800	1045,231603	0,57	0,0114	29

Tabla 4-13: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90<sub>4</sub> (probeta 9)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
Panel 90 <sub>4</sub> -9	12300	358,7550559	0,21	0,0042	10
	13400	390,8388414	0,24	0,0048	11
	15760	459,6731448	0,27	0,0054	13
	16500	481,2567823	0,28	0,0056	13
	16900	492,9236134	0,28	0,0056	14
	17200	501,6737367	0,29	0,0058	14
	17500	510,42386	0,3	0,006	14
	18500	539,5909377	0,32	0,0064	15
	18800	548,3410611	0,32	0,0064	15
	19000	554,1744766	0,33	0,0066	15
	19300	562,9245999	0,33	0,0066	16
	19700	574,591431	0,34	0,0068	16
	20200	589,1749699	0,34	0,0068	16
	20400	595,0083854	0,35	0,007	16
	20500	597,9250932	0,35	0,007	17
	20900	609,5919243	0,36	0,0072	17
	21100	615,4253398	0,36	0,0072	17
	21400	624,1754631	0,37	0,0074	17
	21900	638,759002	0,37	0,0074	18
	22090	644,3007467	0,38	0,0076	18
	22150	646,0507714	0,38	0,0076	18
	22400	653,3425408	0,38	0,0076	18
	22600	659,1759564	0,39	0,0078	18
	22900	667,9260797	0,39	0,0078	18

	23000	670,8427875	0,39	0,0078	18
	23200	676,676203	0,4	0,008	19
	23500	685,4263263	0,4	0,008	19
	23800	694,1764496	0,41	0,0082	19
	24100	702,926573	0,41	0,0082	19
	24200	705,8432807	0,41	0,0082	19
	24400	711,6766963	0,42	0,0084	20
	24600	717,5101118	0,42	0,0084	20
	24800	723,3435274	0,42	0,0084	20
	25000	729,1769429	0,43	0,0086	20
	25600	746,6771895	0,43	0,0086	21
	26100	761,2607284	0,45	0,009	21
	26300	767,0941439	0,45	0,009	21
	26600	775,8442672	0,45	0,009	21
	26900	784,5943906	0,49	0,0098	22
	27200	793,3445139	0,46	0,0092	22
	27600	805,011345	0,47	0,0094	22
	28200	822,5115916	0,48	0,0096	23
	28600	834,1784227	0,49	0,0098	23
	28900	842,928546	0,49	0,0098	23
	29800	869,1789159	0,5	0,01	24
	30400	886,6791626	0,51	0,0102	25
	31400	915,8462403	0,53	0,0106	25
	31600	921,6796558	0,54	0,0108	25
	32300	942,0966102	0,55	0,011	26
	33000	962,5135646	0,56	0,0112	26
	35400	1032,514551	0,6	0,012	28

	38000	1108,348953	-	-	31
--	-------	-------------	---	---	----

Tabla 4-14: Registro del momento de producción de un sonido en el laminado de 90<sub>4</sub> (probeta 10)

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.
Panel 90 <sub>4</sub> -10	13800	399,2975488	0,25	0,005	12
	13820	399,8762409	0,25	0,005	12
	14200	410,8713908	0,26	0,0052	12
	15800	457,1667588	0,29	0,0058	14
	16200	468,7406008	0,29	0,0058	14
	17200	497,6752058	0,31	0,0062	15
	17500	506,3555873	0,31	0,0062	15
	18285	529,0692522	0,32	0,0064	16
	18400	532,3967317	0,32	0,0064	16
	18800	543,9705737	0,33	0,0066	16
	19300	558,4378762	0,34	0,0068	16
	19700	570,0117182	0,35	0,007	17
	19900	575,7986392	0,35	0,007	17
	20100	581,5855602	0,35	0,007	17
	20290	587,0831352	0,35	0,007	17
	20512	593,5066175	0,36	0,0072	17
	20610	596,3422088	0,36	0,0072	17
	20880	604,1545521	0,36	0,0072	18
	21070	609,6521271	0,36	0,0072	18
	21200	613,4136257	0,37	0,0074	18
	21300	616,3070862	0,37	0,0074	18



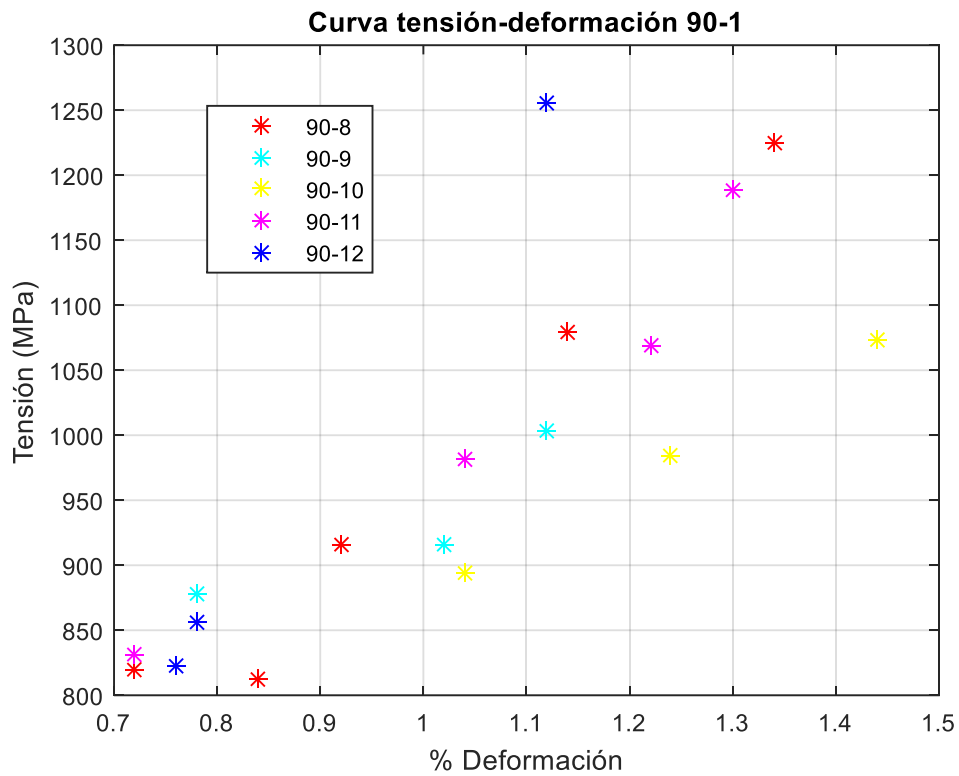
	21500	622,0940072	0,37	0,0074	18
	21700	627,8809282	0,38	0,0076	18
	21900	633,6678492	0,38	0,0076	18
	22000	636,5613097	0,38	0,0076	19
	22190	642,0588846	0,38	0,0076	19
	22300	645,2416912	0,39	0,0078	19
	22500	651,0286122	0,39	0,0078	19
	22800	659,7089937	0,39	0,0078	19
	22900	662,6024542	0,39	0,0078	19
	23000	665,4959147	0,4	0,008	19
	23100	668,3893752	0,4	0,008	20
	23300	674,1762962	0,4	0,008	20
	23500	679,9632172	0,4	0,008	20
	23600	682,8566777	0,41	0,0082	20
	23900	691,5370592	0,41	0,0082	20
	24400	706,0043617	0,42	0,0084	20
	24500	708,8978222	0,42	0,0084	21
	24800	717,5782037	0,42	0,0084	21
	24900	720,4716642	0,43	0,0086	21
	25100	726,2585852	0,43	0,0086	21
	25300	732,0455061	0,43	0,0086	21
	25555	739,4238304	0,44	0,0088	21
	25672	742,8091792	0,44	0,0088	21
	25800	746,5128086	0,44	0,0088	22
	26000	752,2997296	0,44	0,0088	22
	26100	755,1931901	0,45	0,009	22
	26300	760,9801111	0,45	0,009	22

	26500	766,7670321	0,45	0,009	22
	26600	769,6604926	0,45	0,009	22
	26800	775,4474136	0,46	0,0092	22
	26900	778,3408741	0,46	0,0092	22
	27000	781,2343346	0,46	0,0092	23
	27400	792,8081766	0,47	0,0094	23
	27600	798,5950976	0,47	0,0094	23
	27700	801,4885581	0,47	0,0094	23
	27900	807,2754791	0,48	0,0096	23
	28100	813,0624001	0,48	0,0096	23
	28300	818,8493211	0,49	0,0098	24
	28600	827,5297026	0,49	0,0098	24
	28800	833,3166236	0,49	0,0098	24
	28900	836,2100841	0,5	0,01	24
	29200	844,8904656	0,5	0,01	24
	29500	853,5708471	0,51	0,0102	24
	29900	865,1446891	0,51	0,0102	25
	30000	868,0381496	0,51	0,0102	25
	30200	873,8250706	0,52	0,0104	25
	30600	885,3989126	0,52	0,0104	25
	30900	894,0792941	0,53	0,0106	26
	31200	902,7596756	0,53	0,0106	26
	32070	927,9327819	0,55	0,011	26
	32300	934,5877411	0,55	0,011	26
	32500	940,374662	0,56	0,0112	27
	32600	943,2681225	0,55	0,011	27
	32800	949,0550435	0,56	0,0112	27

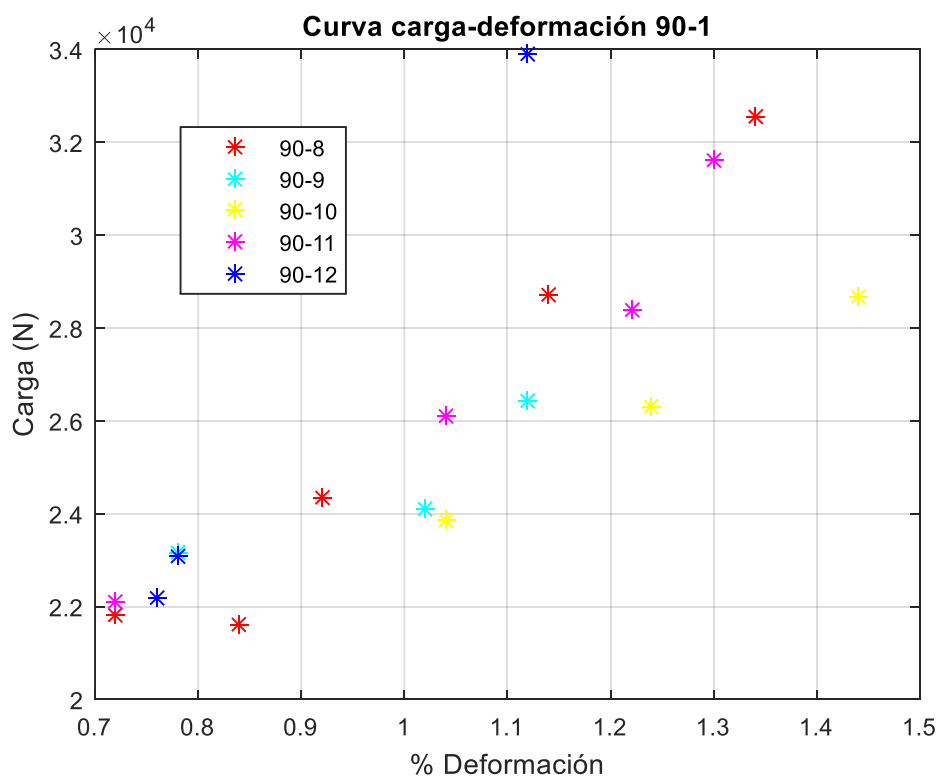
	33200	960,6288855	0,57	0,0114	27
	34000	983,7765695	0,58	0,0116	28
	34400	995,3504115	0,58	0,0116	28
	34600	1001,137333	0,59	0,0118	28
	34700	1004,030793	0,59	0,0118	28
	35300	1021,391556	0,6	0,012	29
	35600	1030,071938	0,6	0,012	29
	35900	1038,752319	0,6	0,012	29
	37800	1093,728068	-	-	31
	39300	1137,129976	-	-	32
	42000	1215,253409	-	-	34

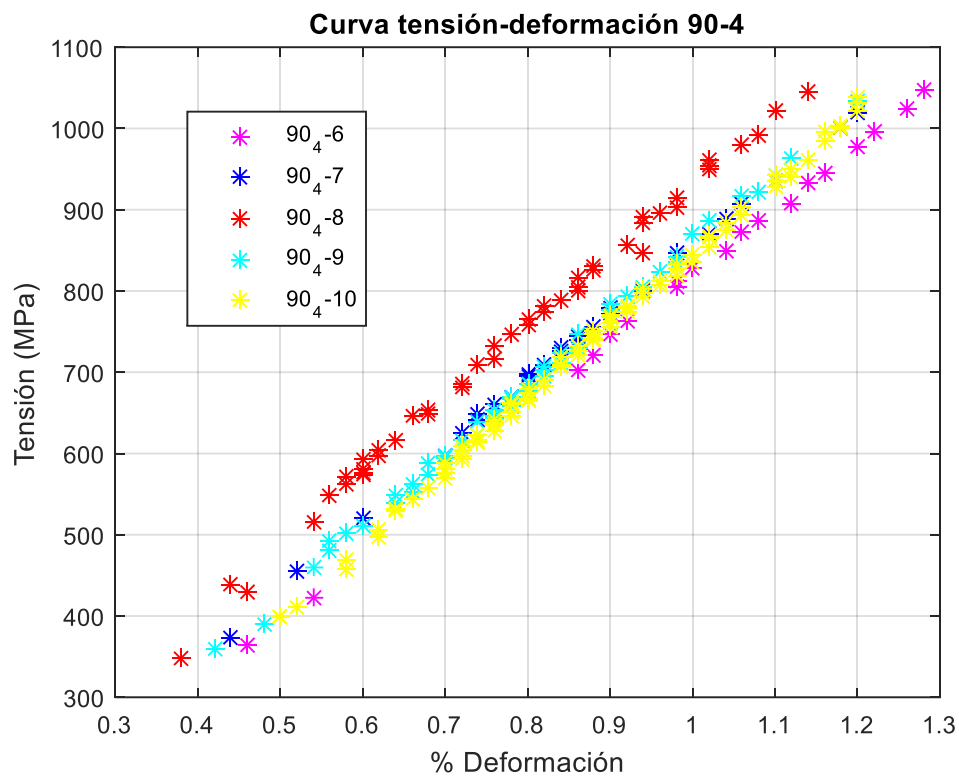
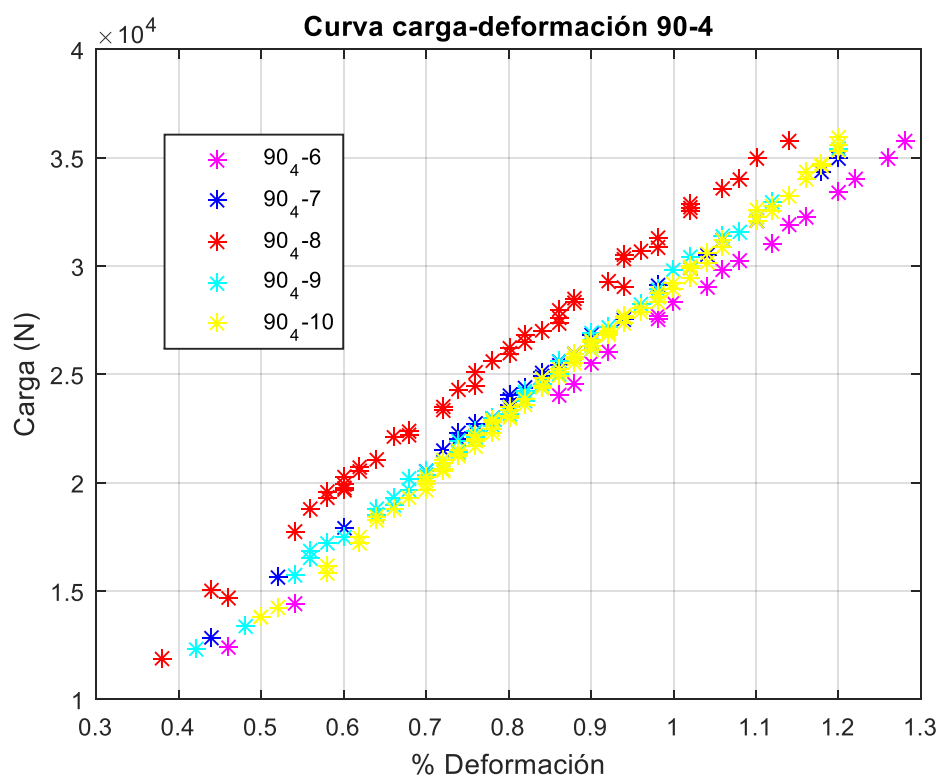
A continuación podemos ver una serie de gráficas (Gráfica 4-5, Gráfica 4-6, Gráfica 4-7 y Gráfica 4-8) que recogen los puntos de las tablas anteriores (aquellos que podían ser pintados, al tener datos tanto de la tensión/carga como de la deformación). Como cabría esperar, la representación del laminado 90<sub>4</sub> es más completa al poseer más cantidad de puntos a representar.

Gráfica 4-5: Sonidos registrados en la curva tensión-deformación para el laminado de 90



Gráfica 4-6: Sonidos registrados en la curva carga-deformación para el laminado de 90



Gráfica 4-7: Sonidos registrados en la curva tensión-deformación para el laminado de 90<sub>4</sub>Gráfica 4-8: Sonidos registrados en la curva tensión-deformación para el laminado de 90<sub>4</sub>

Finalmente, se ha decidido incluir en este apartado una serie de imágenes (de la Figura 4-6 a la Figura 4-26) que corresponden a las probetas ensayadas, antes y después de ser ensayadas, de forma que podemos ver y comentar cómo ha roto cada una de ellas.



Figura 4-6: Probeta 90-6 antes de la rotura



Figura 4-7: Probeta 90-6 después de la rotura



Figura 4-8: Probeta 90-7 antes de la rotura



Figura 4-9: Probeta 90-7 después de la rotura



Figura 4-10: Probeta 90-8 antes de la rotura



Figura 4-11: Probeta 90-8 después de la rotura



Figura 4-12: Probeta 90-9 antes de la rotura



Figura 4-13: Probeta 90-9 después de la rotura



Figura 4-14: Probeta 90-10 antes de la rotura



Figura 4-15: Probeta 90-10 después de la rotura



Figura 4-16: Probeta 90-11 después del ensayo



Figura 4-17: Probeta 90-12 después del ensayo

En primer lugar, podemos observar cómo la tendencia general de rotura del laminado de 90 es la separación en dos o más partes de la parte libre de tacos, pero manteniéndose unidas (generalmente) las capas a 0°, es decir, podemos observar cómo la separación o delaminado se produce en la lámina de 90°, dividiendo al material. Generalmente, observamos que la probeta se ha separado de los tacos, aunque también encontramos excepciones, como puede ser la probeta número 10, donde no sólo la probeta no se ha separado de los tacos, sino que además no se ha producido la separación de la que hablábamos previamente en el propio laminado.

Además, recordar que las dos últimas probetas no han sido llevadas hasta rotura, por lo que no tenemos la correspondiente imagen de la probeta rota, como la teníamos en las anteriores.



Figura 4-18: Probeta 904-6 antes de la rotura



Figura 4-19: Probeta 904-6 después de la rotura



Figura 4-20: Probeta 904-7 antes de la rotura



Figura 4-21: Probeta 904-7 después de la rotura



Figura 4-22: Probeta 904-8 antes de la rotura



Figura 4-23: Probeta 904-8 después de la rotura



Figura 4-24: Probeta 904-9 antes de la rotura



Figura 4-25: Probeta 904-9 después de la rotura



Figura 4-26: Probeta 904-10 antes de la rotura



Figura 4-27: Probeta 904-10 después de la rotura

En segundo lugar, observamos que la tendencia de rotura del laminado 90<sub>4</sub>, a diferencia del anterior, supone una separación no sólo en las láminas a 90°, sino también en las láminas a 0°, lo que deja como resultado lo que podíamos observar en las imágenes anteriores: hilos de fibra de carbono separados de la probeta; y que podemos encontrar hasta en aquellas cuya rotura no ha sido tan catastrófica, como pueden ser la probeta número 10 o la número 7. Otra vez podemos ver una separación de la probeta de los tacos, si bien es claro en los casos más catastróficos (probetas número 6, 8 y 9), no podemos decir que es la tendencia general, ya que en esta ocasión encontramos un par de ellas, las que rompieron menos catastróficamente (probetas número 7 y 10) que no llegaron a separarse de los tacos, aunque como ya se ha comentado, sí que presentan el comportamiento de deshilachado.

Ejemplo del deshilachado comentado es la imagen que podemos ver a continuación (Figura 4-28), donde observamos este carácter de rotura mientras aun sigue siendo ensayada la probeta, a punto de romper pero sin haber llegado todavía a la carga de rotura.



Figura 4-28: Deshilachado previo a la rotura de la probeta mediante el ensayo de tracción

### 4.3 Tercer análisis: Primeras inspecciones microscópicas y estudio preliminar de detección acústica de primer fallo

En este apartado, trabajaremos principalmente dos aspectos: Si bien recordamos las ya mencionadas probetas número 11 y 12 del laminado 90, las cuales fueron ensayadas pero cuyo ensayo se paró a un  $\sim 88\%$  de la carga de rotura, con objetivo de mirarlas al microscopio y así familiarizarnos con este proceso; y por otra parte, y de cara al enfoque del presente trabajo, se decidió ensayar un par de probetas del laminado 90<sub>4</sub> hasta el primer sonido (las probetas número 11 y 13, teniendo que descartar la 12 al haber tenido problemas en el ensayo), con el objetivo de comprobar si realmente se producía daño en ese momento, ya que generalmente eran sonidos bastante débiles. Es decir, también podríamos plantearnos si ante el primer sonido del lamido de 90 realmente se producía daño o no, pero dado la intensidad del mismo, y por extensión del resultado, se decidió proceder al ensayo de un par de probetas del laminado de 90<sub>4</sub>, con su posterior inspección al microscopio.

Queda patente, pues, cuáles van a ser los dos aspectos trabajados en este apartado: por un lado, será un punto clave para ver la dirección a tomar en el presente trabajo, junto a la importancia que puede tener el primer sonido escuchado durante el ensayo de las probetas; y, por otro lado, servirá de una primera toma de contacto con el proceso de inspección mediante microscopio, el cual detallaremos a continuación.

#### 4.3.1 Inspección mediante microscopio

Para poder inspeccionar cualquier probeta al microscopio, es necesario una serie de pasos que preparen al material para ello. Los principales pasos a seguir son los siguientes:

- **Encapsulado:** el encapsulado es el primer paso a realizar de cara a la preparación de la probeta. El objetivo del encapsulado es acondicionar el material para poder ser sometido al siguiente paso, conocido como lijado y pulido, y necesario de cara a la visualización de la pieza en el microscopio.
- **Proceso de lijado y pulido:** es el segundo paso a realizar, y lleva asociado la preparación de la cara a inspeccionar, de tal forma que la superficie de la misma permita reflejar la luz del microscopio y sea posible la visualización de la imagen de las piezas.
- **Uso del microscopio:** finalmente, el último paso para poder inspeccionar cualquier probeta al microscopio, es saber interactuar con el interfaz de éste.



#### 4.3.1.1 Encapsulado

El encapsulado consiste en introducir el material en una resina acrílica para embutición en frío, de dimensiones las que podemos observar en la Figura 4-29, ya que será el tamaño apto para el posterior proceso de lijado y pulido. Tales dimensiones serán de un diámetro total de 30mm. Dado el pequeño espesor de nuestras probetas, ha sido necesario el uso de un clip como el mostrado en la imagen. Tal clip reduce el espacio disponible para nuestra probeta en 8mm, lo que nos dejaría con un espacio útil de 22mm, es decir, lo máximo que podemos ver en cada encapsulado sería una distancia total de 22mm sobre la longitud de nuestra probeta.

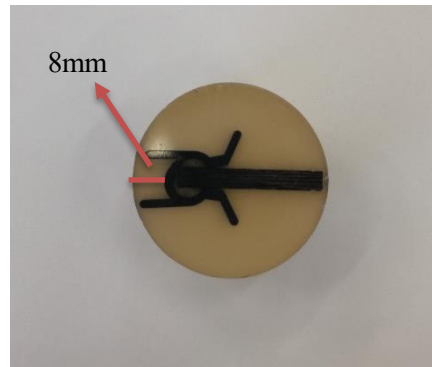


Figura 4-29: Encapsulado de una pieza genérica a modo de ejemplo

Una vez conocida nuestra limitación de espacio disponible, queda patente la necesidad de hacer una subdivisión de cada probeta en una serie de piezas para su análisis. Tal subdivisión ha sido la siguiente:

- En primer lugar ha sido necesario medir cuál es la distancia de la parte de la probeta libre de tacos (que será la parte en estudio) y que viene representada por D en la Figura 4-30. Tenemos que para el laminado de 90, D adquiere un valor de  $\sim 127\text{mm}$ , mientras que para el laminado de 90<sub>4</sub>, el valor de D ha sido de  $\sim 134\text{mm}$ .

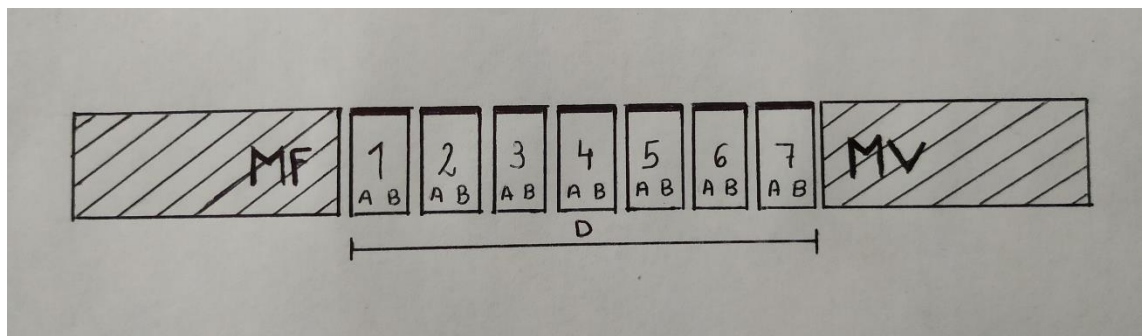


Figura 4-30: Esquema de la división de una probeta en las diferentes piezas que la formarán

- En segundo lugar, y dado a la magnitud de D ya comentada para cada caso, nos encontramos con una serie de subdivisiones. Tendremos que, por una parte, se ha decidido que en el caso del laminado de 90, se trabajará con un total de 6 piezas de unos  $\sim 20\text{mm}$  cada, y las cuales irán enumeradas según veíamos en la Figura 4-30: la pieza de menor enumeración será la que esté en contacto con el taco que se colocará en la mordaza fija, e irá ascendiendo numéricamente hasta llegar a la pieza número 6 (o 7 como veremos ahora para el laminado 90<sub>4</sub>) que será la que esté en contacto con el taco que se situará en la mordaza móvil. Además, es importante también prestar atención al código A-B que se ha seguido en la identificación de cada pieza. Como vemos, cada A de la pieza *i* engancha con el B de la pieza *i-1*, salvo las A y B de los extremos. No perdiendo de vista esta identificación, podemos asegurarnos de mirar una de las dos caras transversales de la probeta, en este caso, nos centraremos en el estudio de la cara sombreada en la imagen. Finalmente, como se ha comentado, en el caso del laminado de 90<sub>4</sub>, se ha decidido que se obtendrán un total de 7 piezas, donde ahora la dimensión de cada una será de unos  $\sim 18.5\text{mm}$ .

- Para concluir, tendremos que la obtención real de la dimensión de cada pieza no será exactamente igual a la programada, ya que no podemos olvidar que para la división del material en piezas, es necesario el uso de la ya conocida máquina de corte (Figura 4-31) y que ésta lleva asociada una cierta pérdida del material al cortar en sí. Este hecho debe ser tenido en cuenta a la hora de marcar las piezas para sus respectivos cortes. Lo mejor es que en este paso procedamos a marcar la medida deseada a cortar en la probeta, pero conjuntamente marcando la medida en el calibre que posee la máquina de corte. Es la mejor forma de asegurar que obtendremos unas piezas relativamente de la misma medida entre ellas. Además, en la Figura 4-31 podemos ver el primer posicionamiento de cada probeta para su posterior corte en piezas. Hay que añadir que tras este primer corte, se hará uso de las referencias facilitadas por la máquina en cuestión de medidas y ortogonalidad.



Figura 4-31: Posicionamiento de una probeta para su posterior corte en piezas

Si realizamos con éxito los apartados anteriores, el resultado que obtenemos es el que se muestra en la Figura 4-32. Podemos apreciar como el resultado se ciñe al estimado, con 6 piezas del laminado 90 y 7 del laminado 90<sub>4</sub>. Aunque no es apreciable en la imagen, dado que se marcaron con un rotulador negro, las piezas estaban perfectamente identificadas siguiendo la secuencia numérica especificada previamente, además de las letras A y B en su correspondiente lugar. Es importante también marcar en cada pieza a qué probeta del laminado pertenece, de cara a que no haya ningún tipo de confusión. Así, por una cara se ha especificado el laminado y la probeta a la que pertenece, y por la otra, el número de la pieza a la que corresponde y su respectivo A-B. Añadir que, una vez realizados los cortes, tenemos que las medidas de las piezas han sido finalmente de unos ~17,8mm las correspondientes al laminado de 90, y de unos ~16,4mm las correspondientes al laminado de 90<sub>4</sub>.

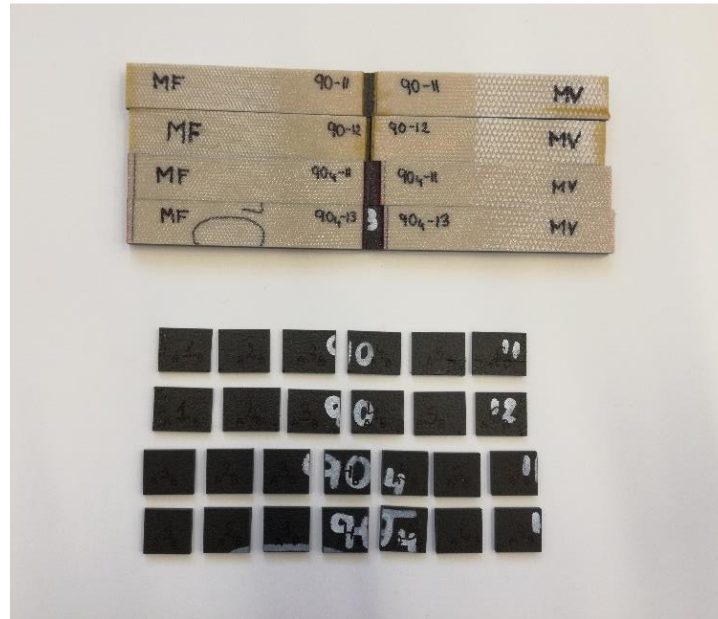


Figura 4-32: División de las probetas 90-11, 90-12, 90-11 y 90-13 en las diferentes piezas

Llegados a este punto, procederemos a la introducción de las diferentes piezas en los clips. Las piezas serán introducidas de dos en dos en los clips, de forma que la pieza 1 y la pieza 2 de una probeta queden encapsuladas juntas, al igual que la 3 y la 4, y la 5 y la 6, quedando sola únicamente la pieza 7 de los laminados de 90°. La manera en la que se procede a introducir las piezas en los clips es muy significativa y viene reflejada en la Figura 4-33, y es de vital importancia no perder de vista cuál es la cara que va a ser vista a través del microscopio: podemos ver en la parte izquierda de la imagen una representación del clip utilizado, donde la parte plana del clip (no la parte de las patillas) será la que esté en contacto posteriormente con el microscopio. Por tanto, las caras de las piezas elegidas para ser vistas (la parte sombreada de las piezas en la imagen) deberán ser orientadas de tal forma que queden hacia el lado de la parte plana del clip. Además, dado que el observador mirará el clip desde la cara plana y tal cual está colocado en la figura, encontramos que la correcta forma de posicionar las piezas equivale a poner aquella de menor numeración encima, tal y como podemos ver en la imagen. Finalmente, se han colocado de tal forma que el barrido de izquierda a derecha empiece desde la mordaza fija (parte A de la pieza 1), continúe el sentido de barrido de la probeta al cambiar de la pieza 1 a la 2 (es decir, que la parte A de la pieza 2 sea la continuación de la parte B de la pieza 1), y así sucesivamente hasta recorrer la probeta entera, pasando por cada una de sus piezas.

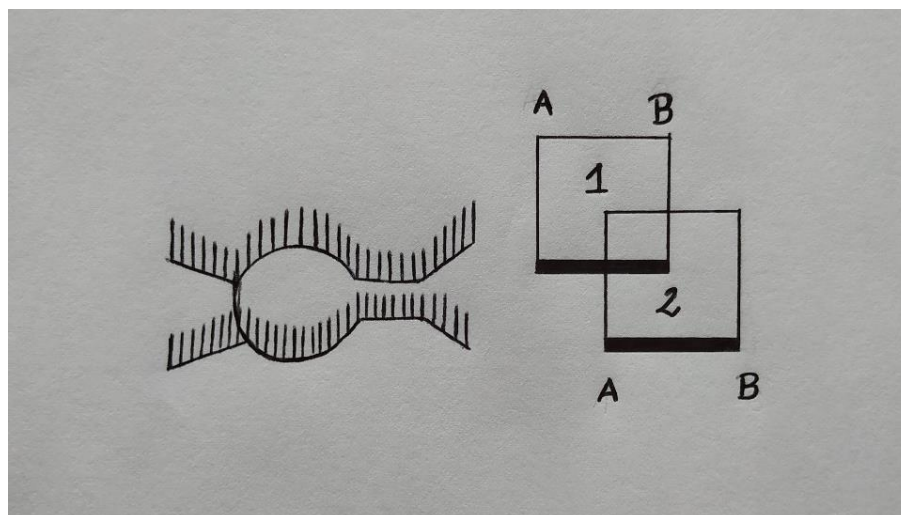


Figura 4-33: Colocación y orientación de las piezas en el clip

Para una mayor claridad, se han usado clips de colores, donde cada conjunto de colores representa piezas de una misma probeta, así tenemos que para la probeta número 11 del laminado de 90 se han usado clips de color rojo, para la número 12 del mismo laminado de color verde, para la probeta número 11 del laminado de 90<sub>4</sub> se ha usado el color azul, y finalmente, para la número 13 del mismo laminado, el color amarillo. Tal resultado lo podemos ver reflejado en la Figura 4-34, donde los clips con las probetas ya han sido introducidos en los moldes necesarios para el encapsulado. Podemos ver por una parte que, como era de esperar, de los laminados de 90<sub>4</sub> (azul y amarillo) tenemos un total de 4 conjuntos de encapsulado, mientras que de los correspondientes al laminado de 90 (verde y rojo), sólo 3. Por otra parte, merece especial atención fijarse en la disposición de los clips dentro del molde. Éstos han sido colocados exactamente igual a como planificábamos en la Figura 4-33, con la peculiaridad de que se hace necesario además marcar en cada molde a qué conjunto de piezas se refiere, es decir, si hablamos del conjunto 1-2, 3-4, 5-6 ó 7 en los casos en los que proceda, marcando además a qué probeta pertenece cada una de las piezas, y en qué zona se encuentra el extremo A/B.



Figura 4-34: Piezas posicionadas dentro de los moldes y sujetas a través de los clips

Una vez aclarados los puntos de cómo se va a proceder, vamos a definir el material empleado para la realización del encapsulado. En la Figura 4-35 podemos ver todos los útiles necesarios. En primer lugar nos fijaremos en aquellos que ya han sido mencionados, a saber, los clips necesarios para mantener erguidas las piezas dentro de los moldes, y los moldes en los cuales se verterá la resina en la cual quedarán las piezas incrustadas. En segundo lugar, aquellos que no hayan sido previamente mencionados, lo irán haciendo en el presente apartado.

Para la fabricación de la resina, el primer paso es asegurarnos de protegernos de cualquier agente perjudicial que se pueda producir en este proceso. Por eso, en este apartado será necesario el uso de guantes, gafas y mascarilla. Una vez que estamos preparados, el proceso de fabricación es el que sigue:

- En primer lugar, tendremos a mano todos los componentes que intervienen, a saber: vaso de mezcla de plástico, medidor de plástico, removedor de madera, líquido de la mezcla de la resina (VersoCit-2 Liquid) y polvo de la mezcla de la resina (VersoCit-2 Powder).



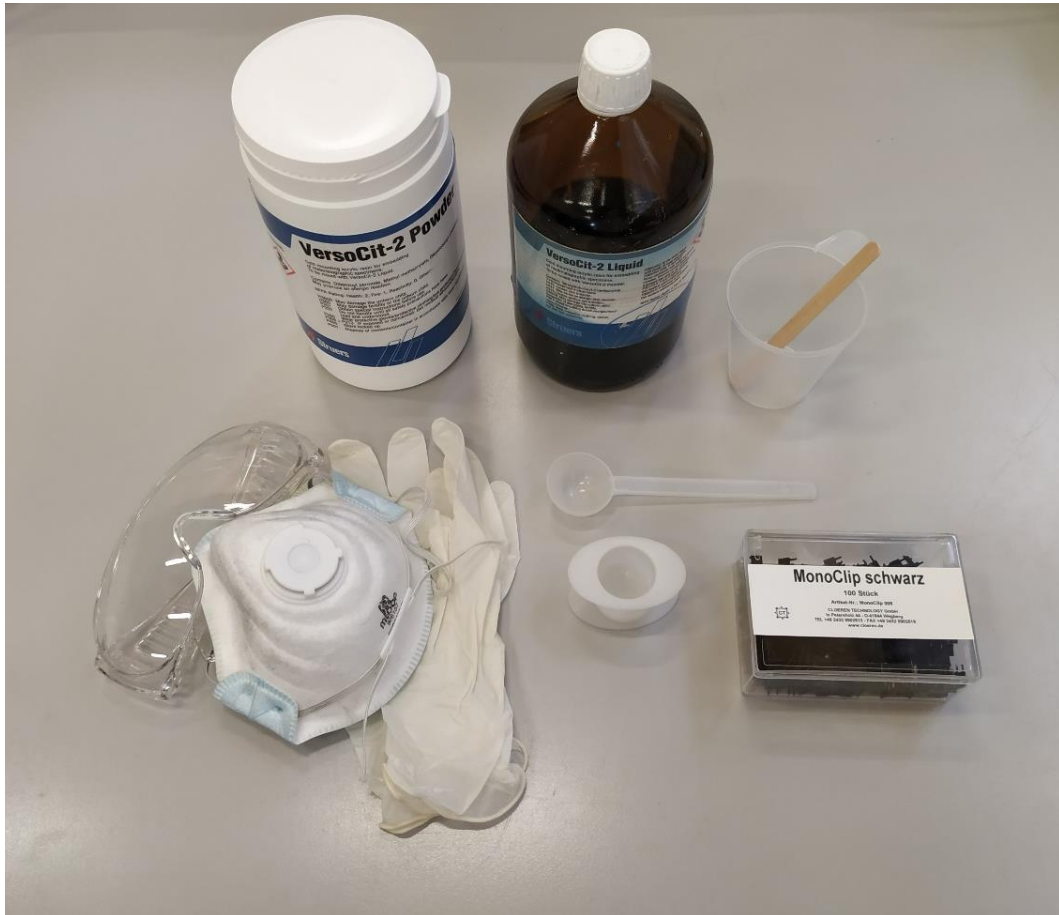


Figura 4-35: Útiles y material necesario para la realización del encapsulado

- En segundo lugar, la fabricación de la resina consiste en mezclar el polvo y el líquido mencionados en el vaso destinado a ello. La cantidad de cada uno irá definida mediante la cuchara medidora que veíamos en la imagen, donde tenemos que tener en cuenta que la relación de mezcla será siempre el doble de polvo que de líquido. Es decir, siendo la relación 1:2 (uno de líquido por dos de polvo), si queremos obtener más cantidad de resina, tenemos que seguir la relación 2:4 (dos de líquido por cuatro de polvo). Una vez introducidas ambas cantidades en el vaso de mezcla, haremos uso del removedor de madera para homogenizar la mezcla y formar la resina pertinente. Una vez obtenida la mezcla, bastaría con verterla en el respectivo molde, teniendo sumo cuidado de no volcar las piezas que se hallen en su interior. Para una mayor seguridad, aparte de verter la resina a una velocidad suficientemente lenta, podemos hacer uso del removedor de madera a modo de útil de sujeción ante las perturbaciones que puedan sufrir las piezas al verter la mezcla. En principio, y gracias al uso de los clips, no debería suponer una gran complejidad el mantener las piezas erguidas y en contacto con el fondo de los moldes. Una vez rellenos todos los moldes, el resultado es el mostrado en la Figura 4-36.

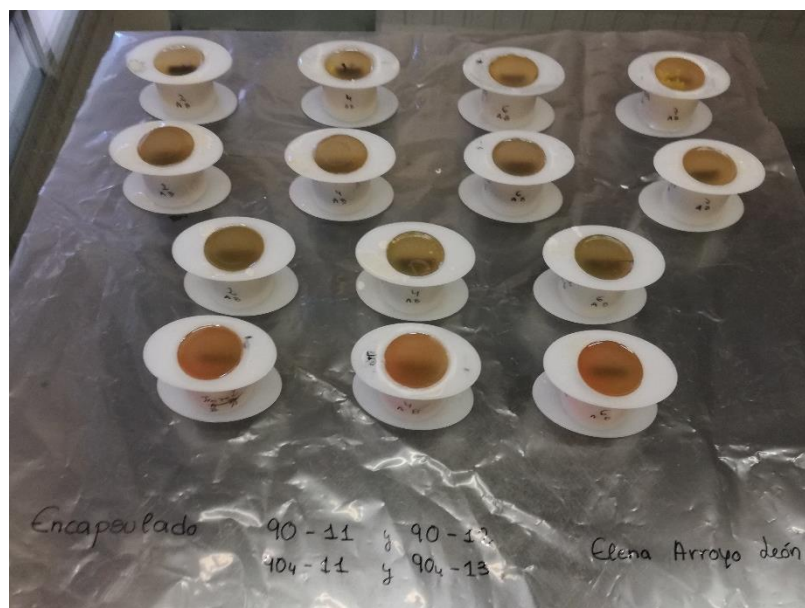


Figura 4-36: Encapsulados de las piezas aún en sus respectivos moldes

Los moldes con los que hemos trabajado, tienen el fondo desmontable, de cara a facilitar la extracción de la pieza encapsulada de los mismos. El resultado es lo que podemos ver en la Figura 4-37. Ésas serán las piezas encapsuladas con las que trabajaremos. Serán las que se verán implicadas en el proceso de lijado y pulido, y las que luego serán sometidas a la inspección mediante el microscopio. En la imagen podemos ver concretamente las piezas 5-6 de cada una de las probetas de este apartado, estando perfectamente identificadas al ser extraídas del molde, y listas para ser sometidas al siguiente proceso, el de lijado y pulido.

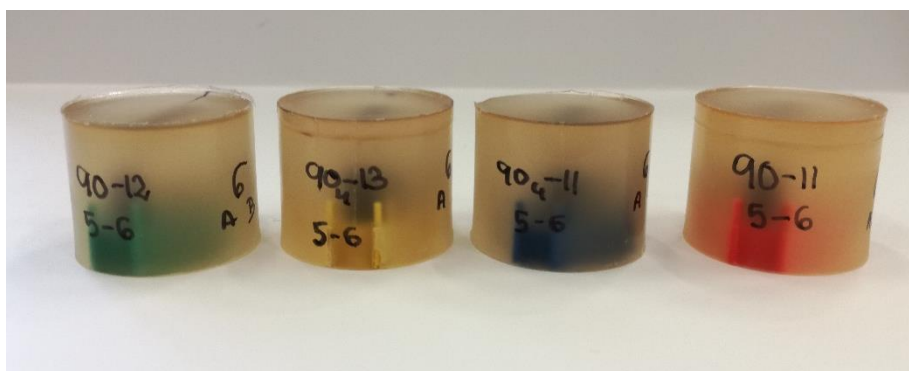


Figura 4-37: Ejemplos de piezas 5-6 encapsuladas, de cada una de las probetas

#### 4.3.1.2 Proceso de lijado y pulido

El proceso de lijado y pulido es el segundo paso a realizar en la preparación de las piezas para la inspección de las mismas en el microscopio. Como ya sabemos, éste está enfocado en la preparación de la cara en la que se encuentra la probeta, con el objetivo de que dicha superficie refleje la luz que le llegue y sea posible su observación. Este proceso contará con una serie de 5 pasos, los cuales serán iguales para todas y cada una de las probetas con las que se ha trabajado a lo largo del presente trabajo:

Común a los 5 pasos: será necesario el uso de guantes, el proceso se podrá realizar simultáneamente sobre 3 muestras, ya sea en el proceso de lijado o pulido, será necesario el uso de lubricante antes y durante el proceso, se establecerá en la máquina en la que realizaremos los procesos (Struers LaboPol-5) tanto las revoluciones a la

que girará el cabezal como el tiempo que durará el paso en cuestión, y se activará el refrigerador correspondiente a cada paso, el cual se suministrará de forma continua y uniforme, y cuyo funcionamiento cesará cuando se acabe el paso correspondiente, automáticamente (salvo para el caso de que el refrigerador sea el agua, en este caso, la activación y su cese será manual).

- **Paso 1 (lijado basto):**

- Lija de Carburo de Silicio de grano de 320  $\mu\text{m}$  (*SiC#320*)
- 5 minutos
- 300 revoluciones por minuto
- Refrigerador: agua
- Pasos: abrir la llave de paso del agua, colocar el soporte (de color rojo) para la lija mediante fijación magnética sobre la máquina, colocar la lija sobre el soporte (cuya unión la facilita el material del soporte), fijar el tiempo y las revoluciones, abrir el paso del agua conectado a los discos de la máquina, hacer un lubricado previo al inicio del proceso, bajar el cabezal de la máquina, apretarlo mediante la palanca habilitada para ello, colocar las muestras en el cabezal, apretar las muestras en dos etapas: primero bajar el pistón y segundo apretarlo hasta el máximo, abrir el paso del agua para un lubricado continuo, y poner en funcionamiento la máquina mediante su botón de encendido. Cuando acabe el tiempo establecido, cerrar el paso del agua, extraer las muestras del cabezal, aflojar el cabezal, y retirada del soporte más la lija. Estamos listos para el siguiente paso.



Figura 4-38: Máquina, soporte y lija empleados en el paso 1



Figura 4-39: Paso 1 en ejecución

- **Paso 2 (lijado fino):**

- Paño MD-Largo, con distribución de diamantes de 9  $\mu\text{m}$
- 6 minutos
- 150 revoluciones por minuto
- Refrigerador: Líquido DiaPro Allegro/Largo 9  $\mu\text{m}$
- Pasos: colocar el paño (de color verde con panel de abeja) mediante fijación magnética sobre la máquina, fijar el tiempo y las revoluciones, lubricado previo al inicio del proceso, encendiendo la máquina y dejando pulsado el botón del correspondiente refrigerante en cuestión, asegurarse de empapar bien todo el paño, bajar el cabezal de la máquina, apretarlo mediante la palanca habilitada para ello, colocar las muestras en el cabezal, apretar las muestras en dos etapas: primero bajar el pistón y segundo apretarlo hasta el máximo, colocar el dispositivo que nos suministra el refrigerante en el espacio habilitado para ello, ajustar la frecuencia de aporte del mismo, poner en funcionamiento la

máquina mediante su botón de encendido y activar la dosificación del refrigerante. Cuando acabe el tiempo establecido, cesará también el aporte de refrigerante, y habrá que extraer las muestras del cabezal, aflojar el cabezal, y retirar el paño. Estamos listos para el siguiente paso.

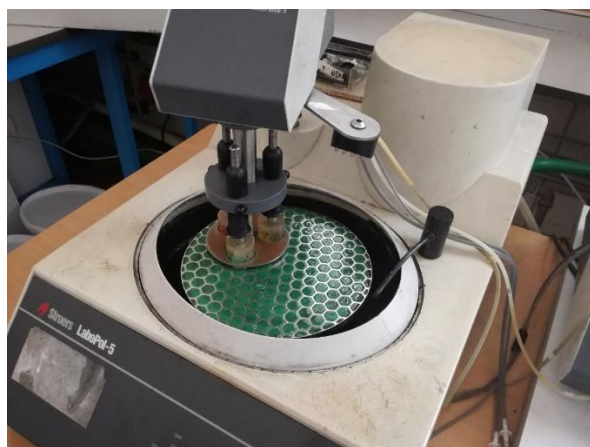


Figura 4-40: Máquina y paño empleados en el paso 2

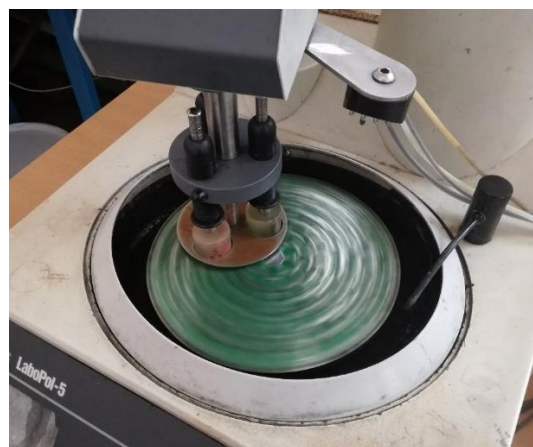


Figura 4-41: Paso 2 en ejecución

- **Paso 3 (pulido fino):**

- Paño MD-Dac, con distribución de diamantes de 3  $\mu\text{m}$
- 5 minutos
- 150 revoluciones por minuto
- Refrigerador: Líquido DiaPro Dac 3  $\mu\text{m}$
- Pasos: colocar el paño (de color azul) mediante fijación magnética sobre la máquina, fijar el tiempo y las revoluciones, lubricado previo al inicio del proceso, encendiendo la máquina y dejando pulsado el botón del correspondiente refrigerante en cuestión, asegurarse de empapar bien todo el paño, bajar el cabezal de la máquina, apretarlo mediante la palanca habilitada para ello, colocar las muestras en el cabezal, apretar las muestras en dos etapas: primero bajar el pistón y segundo apretarlo hasta el máximo, colocar el dispositivo que nos suministra el refrigerante en el espacio habilitado para ello, ajustar la frecuencia de aporte del mismo, poner en funcionamiento la máquina mediante su botón de encendido y activar la dosificación del refrigerante. Cuando acabe el tiempo establecido, cesará también el aporte de refrigerante, y habrá que extraer las muestras del cabezal, aflojar el cabezal, y retirar el paño. Estamos listos para el siguiente paso.



Figura 4-42: Máquina y paño empleados en el paso 3

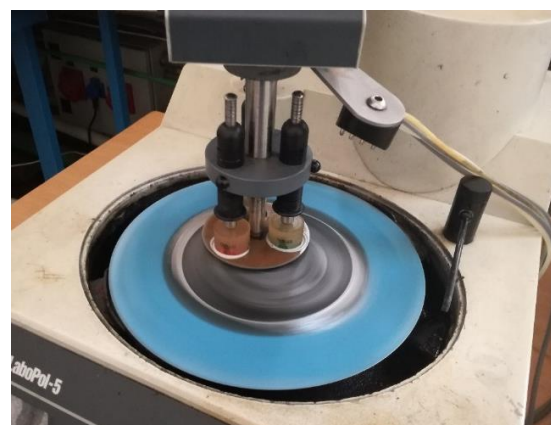


Figura 4-43: Paso 3 en ejecución



- **Paso 4 (pulido aún más fino):**

- Paño MD-Nap, con distribución de diamantes de 1  $\mu\text{m}$
- 5 minutos
- 150 revoluciones por minuto
- Refrigerador: Líquido DiaPro Nap B1 1  $\mu\text{m}$
- Pasos: colocar el paño (de color gris) mediante fijación magnética sobre la máquina, fijar el tiempo y las revoluciones, lubricado previo al inicio del proceso, encendiendo la máquina y dejando pulsado el botón del correspondiente refrigerante en cuestión, asegurarse de empapar bien todo el paño (necesario empaparlo en abundancia), bajar el cabezal de la máquina, apretarlo mediante la palanca habilitada para ello, colocar las muestras en el cabezal, apretar las muestras en dos etapas: primero bajar el pistón y segundo apretarlo hasta el máximo, colocar el dispositivo que nos suministra el refrigerante en el espacio habilitado para ello, ajustar la frecuencia de aporte del mismo, poner en funcionamiento la máquina mediante su botón de encendido y activar la dosificación del refrigerante. Cuando acabe el tiempo establecido, cesará también el aporte de refrigerante, y habrá que extraer las muestras del cabezal, aflojar el cabezal, y retirar el paño. Estamos listos para el siguiente paso.



Figura 4-44: Máquina y paño empleados en el paso 4



Figura 4-45: Paso 4 en ejecución

- **Paso 5:**

Limpiar las piezas con abundante agua, secar del tirón y NO TOCAR la superficie tratada.

El resultado de los cinco pasos es el que vemos a continuación, en la Figura 4-46.



Figura 4-46: Conjunto de piezas obtenidas tras el proceso de lijado y pulido

De cara a la preservación de las muestras, se han guardado éstas en un par de cajas como las que aparecen en la Figura 4-47 y la Figura 4-48, a las cuales se las ha provisto de una protección (han sido recubiertas) frente a las partículas de polvo en el caso de no estar siendo utilizadas.



Figura 4-47: Guardado y preservación de las muestras      Figura 4-48: Guardado y preservación de las muestras

#### 4.3.1.3 Uso del microscopio

Finalmente, el último paso necesario para proceder a la inspección de piezas mediante microscopio es aprender a usar el mismo. A lo largo de todo el trabajo se ha trabajado con 4 tipos diferentes de aumento, a saber: x25, x200, x500 y x1000. Sin embargo, el objetivo del uso de cada uno de ellos estará bien diferenciado, y será comentado a continuación, tras añadir el proceso de funcionamiento del microscopio general.

Común a los 4 aumentos: El primer paso a realizar es el encendido de los equipos que usaremos, el ordenador y el microscopio, más asegurarse de la correcta conexión de la cámara que permitirá conectar las imágenes captadas en el microscopio con el ordenador, pudiendo visualizarlas en la pantalla de éste. El software empleado para la visualización y el tratamiento de las imágenes será el conocido como *Perfect Imagen V8.01*, el cual dispone de una serie de comandos que se ajustan a nuestras necesidades.

En él, encontramos diversas pestañas: “Principal”, “Edición”, “Visualización”, “Tratamientos”, “Análisis”, “Dibujos”, “Medidas”, “Informes” y “Ventanas”; de las cuales, sólo trabajaremos con “Principal” y “Dibujos”. “Dibujos” la usaremos de cara a incluir la escala correspondiente (según el aumento en el que nos encontremos) en las imágenes realizadas; y “Principal” será la ventana primordial de trabajo, la cual permitirá adquirir nuevas imágenes (mediante el botón capturar en el apartado adquisición), guardarlas (clicando sobre la imagen que se desea guardar en la pestaña imágenes; se recomienda el guardado a cada pocas imágenes), o abrir imágenes ya guardadas.

Antes de comentar las diferentes posibilidades en función de los aumentos que hemos elegido, nos queda añadir que será necesario realizar una configuración previa del programa. En la pestaña de “Enhanced” dentro del apartado de adquisición, seleccionaremos la opción *Xenon* y pulsaremos el botón *AWB*; y en la pestaña de *Standard*, estableceremos que el valor de *Tiempo de exposición ms* será de 28.3, dejando los siguientes valores (ganancia, contraste, luz y gamma) a completar dependiendo de en qué aumento nos encontremos (con el objetivo de aumentar la calidad de visualizado de las imágenes que obtengamos).

- **x25:** Aumento empleado para la realización de fotocomposiciones de las piezas de la muestra, es decir, se pueden superponer imágenes de forma que abarquen la totalidad de la muestra que está siendo inspeccionada en ese momento. Permite una visualización de las piezas en su conjunto. Se realizarán a través del comando de *Metaview* en el cual basta con arrastrar las imágenes (guardadas y abiertas posteriormente), dejando *Ctrl* pulsado, y llevándolas al lugar que le correspondería dentro de una cuadrícula cuyo tamaño podemos elegir. Tras darle a *Correlación*, el mismo programa te deriva a otra ventana donde puedes jugar y montar las fotocomposiciones. Una vez acabada, subimos el resultado al principal interfaz del programa y la guardamos como una imagen más.

Finalmente, especificaremos los valores usados en este aumento: ganancia=3.1, contraste=2.7, luz=25 y gamma=1.

- **x200:** Aumento empleado sobretodo en el laminado de 90, con el objetivo de hacer una previsualización del daño recibido en las piezas. Los valores usados en este aumento: ganancia=3.6, contraste=3.7, luz=30 y gamma=0.8.
- **x500:** Aumento principal de nuestro proyecto, junto al siguiente, empleado para localizar cualquier daño producido en las piezas. Se efectuarán barridos en este aumento de las láminas a 90, de ambos laminados, de todas y cada una de las piezas y de todas las probetas ensayadas. Será un proceso minucioso que requerirá de un alto grado de concentración y de un continuo enfoque de la cámara al avanzar por la pieza. Los valores usados en este aumento: ganancia=3.6, contraste=3.7, luz=30 y gamma=0.8.
- **x1000:** Aumento empleado conjuntamente con el anterior. Una vez localizado el daño mediante el aumento anterior, se cambiará a este aumento con el objetivo de una visualización más centrada y personalizada. Los valores usados en este aumento: ganancia=3.6, contraste=3.7, luz=30 y gamma=1.

Tras los tres apartados previamente comentados, ya estamos preparados para enfrentarnos a la inspección de Las probetas mediante microscopio.

### 4.3.2 Resultados obtenidos

La inspección realizada al microscopio de las probetas en estudio en este apartado, dio como resultado un par de puntos importantes. En primer lugar, se realizó un estudio a x25, cuyo resultado son las fotocomposiciones que podemos ver a continuación (Figura 4-49 a la Figura 4-62), incluidas primero las que corresponden a las probetas del laminado de 90, seguidas de las que corresponden al laminado de 90<sub>4</sub>. Podemos diferenciarlas claramente al fijarnos en la parte central de cada probeta: vemos cómo el espesor de la parte central de las

probetas de 90<sub>4</sub> es cuatro veces mayor que el de las probetas de 90. Aclarar que no será el aumento en el que detectaremos el daño que pueda haber en la probeta correspondiente.

#### 90-11

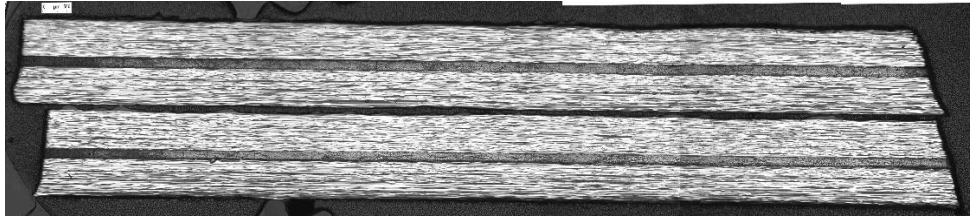


Figura 4-49: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-11

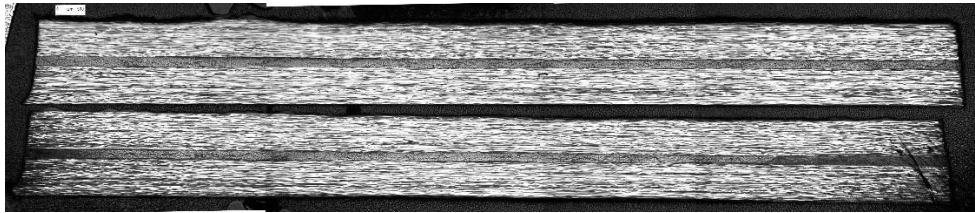


Figura 4-50: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-11

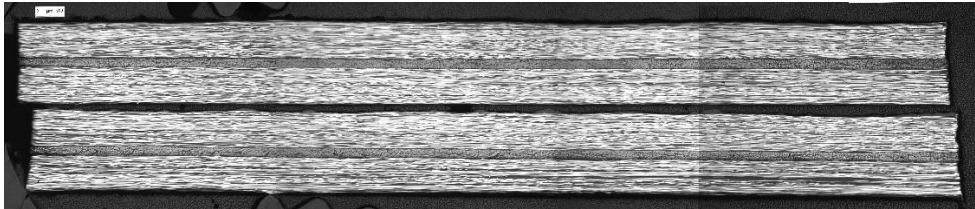


Figura 4-51: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-11

#### 90-12

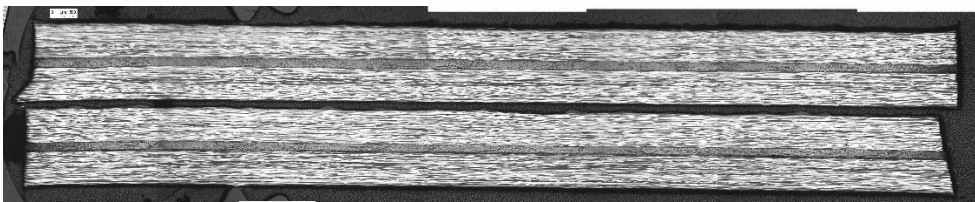


Figura 4-52: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-12

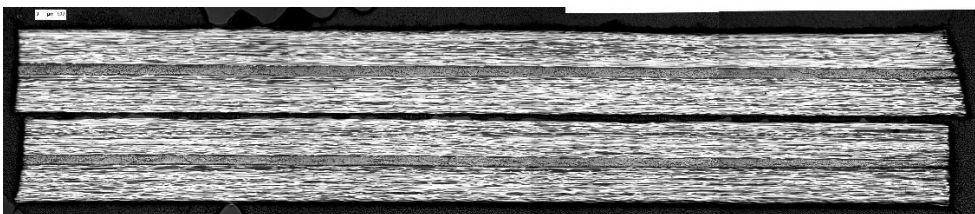


Figura 4-53: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-12

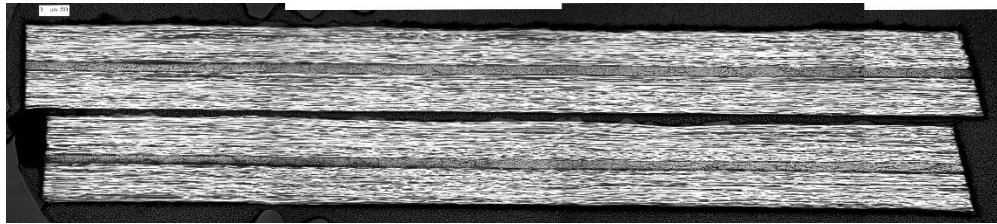


Figura 4-54: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-12

90<sub>4</sub>-11

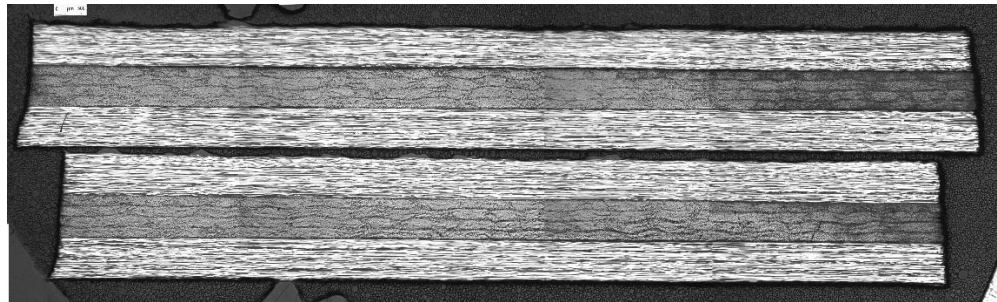


Figura 4-55: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90<sub>4</sub>-11

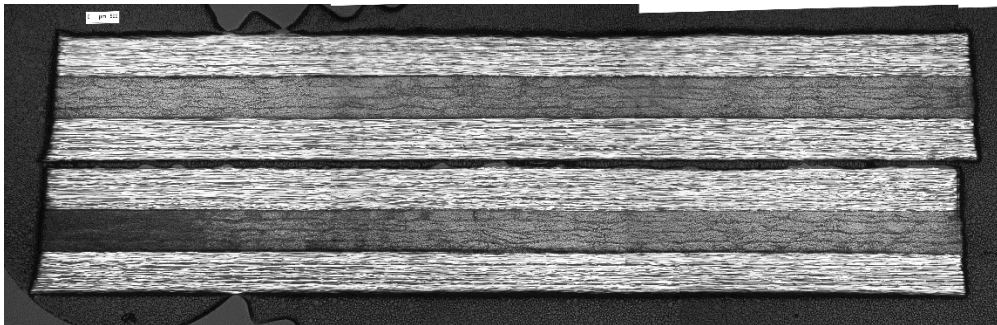


Figura 4-56: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90<sub>4</sub>-11

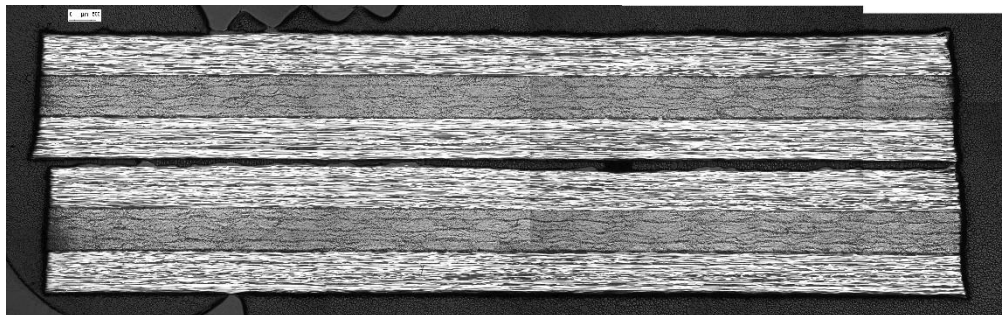


Figura 4-57: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90<sub>4</sub>-11

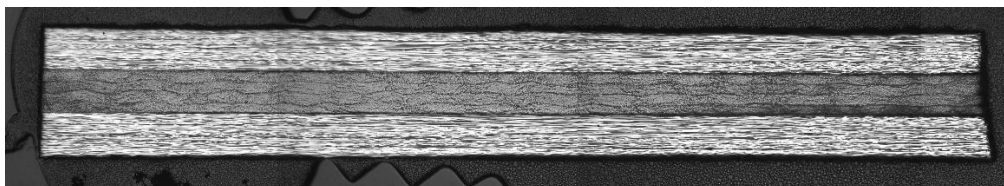
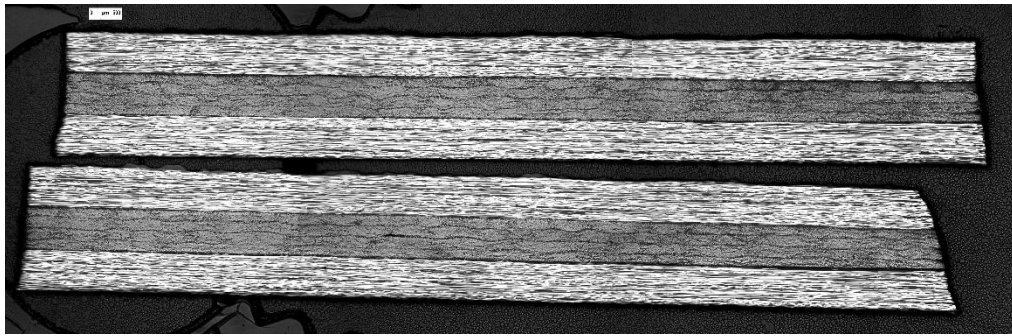
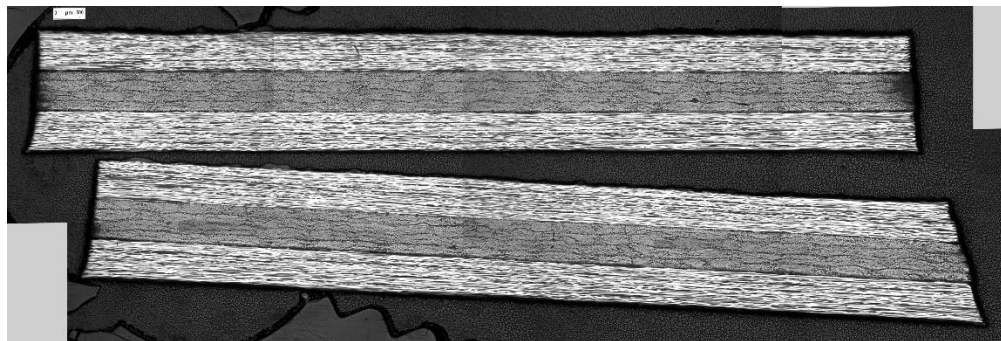
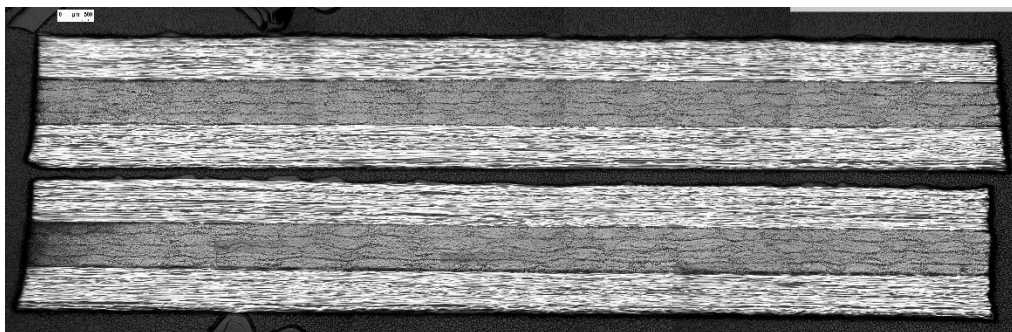
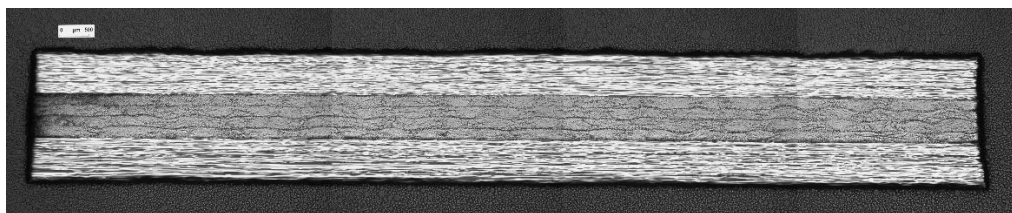


Figura 4-58: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 90<sub>4</sub>-11



90<sub>4</sub>-13Figura 4-59: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90<sub>4</sub>-13Figura 4-60: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90<sub>4</sub>-13Figura 4-61: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90<sub>4</sub>-13Figura 4-62: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 90<sub>4</sub>-13

En segundo lugar, se realizó un estudio a x500/x1000 sobre las probetas que habían sido ensayadas hasta el primer sonido (las probetas 11 y 13 del laminado de 90<sub>4</sub>) con el objetivo de ver si realmente este primer sonido llevaba asociado algún tipo de fallo, es decir, si podíamos observar algún tipo de daño en las piezas. Los resultados están recogidos en las siguientes imágenes, de la Figura 4-63 a la Figura 4-69.

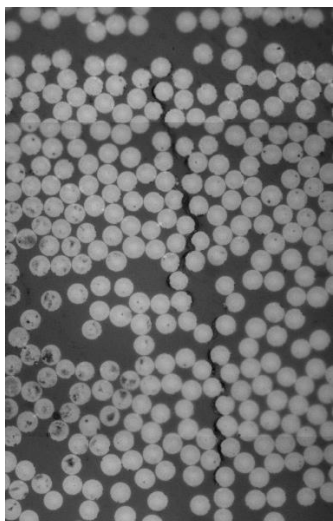


Figura 4-63: Daño observado

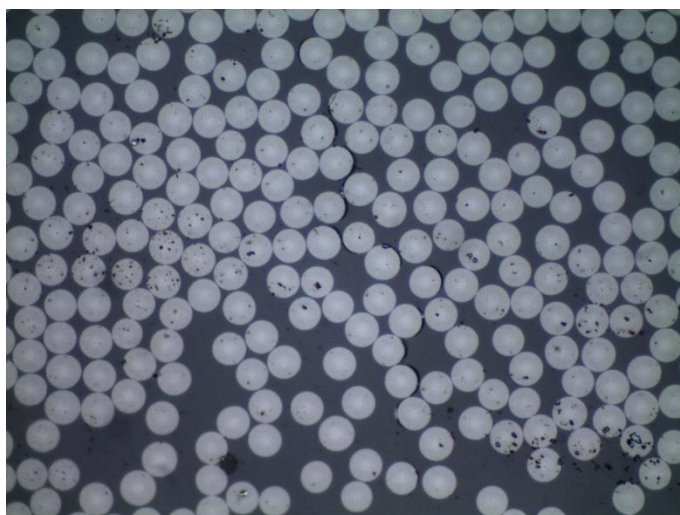


Figura 4-64: Daño observado

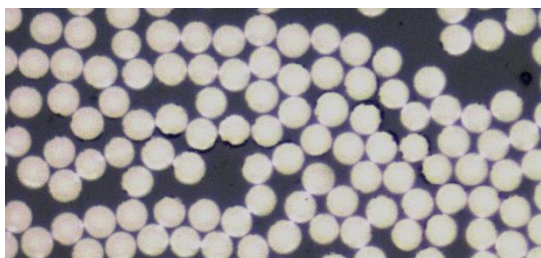


Figura 4-65: Daño observado

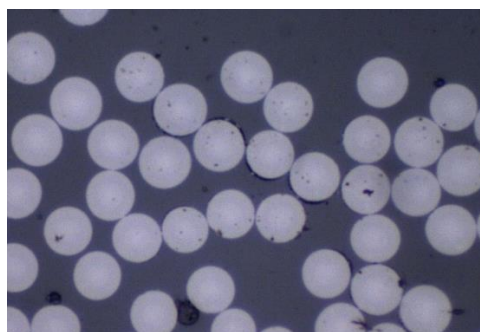


Figura 4-66: Daño observado

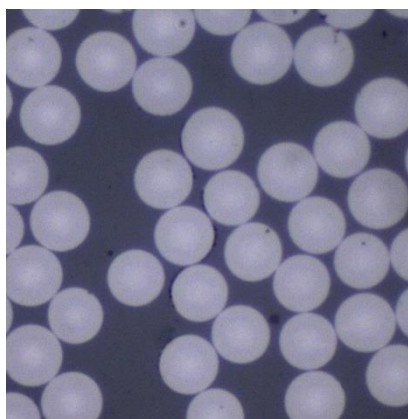


Figura 4-67: Daño observado

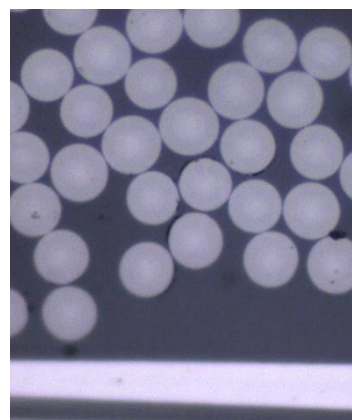


Figura 4-68: Daño observado

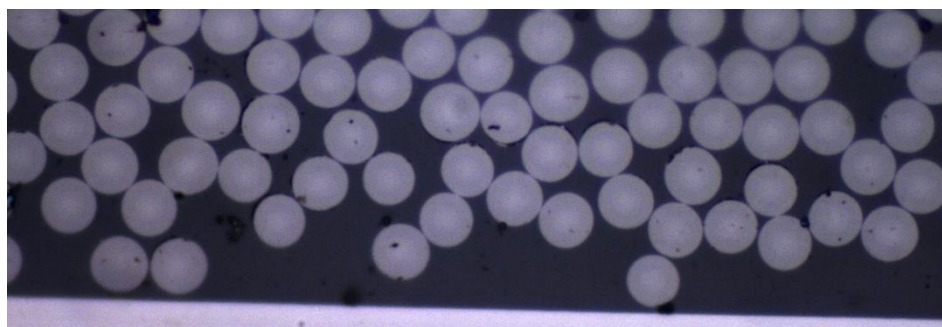


Figura 4-69: Daño observado

Ante estos resultados, queda patente que, en mayor o menor medida, sí que se produce daño en las piezas ante el primer sonido registrado (despegues aislados, despegues continuos... pero que serán definidos en el apartado siguiente). Este resultado es muy importante, ya que definirá el rumbo que seguirá el presente trabajo. Nos centraremos pues exclusivamente en este análisis en la continuación del mismo.

Esto no implica que de cara a las siguientes probetas ensayadas, no se haya realizado un análisis de las mismas a x25, sólo que éstos serán recogidos en el Anexo B del presente documento. El análisis principal queda delegado pues a barridos de x500/x1000, con el objeto de buscar cualquier tipo de daño, recogido en los siguientes apartados.

#### 4.4 Cuarto análisis: Captación del primer sonido

Para el estudio que a continuación nos acontece, se ha trabajado con un total de 9 probetas, 5 correspondientes al laminado de 90 (las probetas número 13, 14, 15, 16 y 1') y 4 correspondientes al laminado de 90<sub>4</sub> (14, 15, 16 y 17). Todas ellas se ensayaron hasta el primer sonido audible, lo que dio como resultado que no todas ellas se ensayaran hasta el mismo nivel de carga. Como veremos más adelante, este hecho es importante, ya que se verá reflejado en el daño observado en la probeta, es decir, aunque todos los ensayos finalizaron tras el primer sonido de cada probeta, influyó el que éste se produjera a un nivel de carga más elevada o menos. Además, se intentó un estudio del daño en función de la intensidad del sonido que oíamos aunque, como veremos más adelante, estos resultados no fueron concluyentes. A continuación podemos ver un resumen de los ensayos realizados:

Tabla 4-15: Tabla de ensayos hasta el primer sonido para el laminado de 90

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.	Intensidad del sonido
Panel 90-13	23800	892,4476803	0,37	0,0074	21	Fuerte
Panel 90-14	22400	841,7466946	0,36	0,0072	20	Medio
Panel 90-15	8500	324,1931902	0,14	0,0028	8	Flojo
Panel 90-16	16000	604,1094545	0,24	0,0048	14	Flojo
Panel 90-1'	9900	377,4227811	0,17	0,0034	9	Fuerte



Tabla 4-16: Tabla de ensayos hasta el primer sonido para el laminado de 90<sub>4</sub>

Probetas	Carga (N)	Tensión (MPa)	Incremento de L (mm)	Deformación	Minuto aprox.	Intensidad del sonido
Panel 90 <sub>4</sub> -14	16100	464,2238177	0,27	0,0054	13	Medio
Panel 90 <sub>4</sub> -15	11300	328,4741128	0,18	0,0036	10	Flojo
Panel 90 <sub>4</sub> -16	17000	491,5897982	0,28	0,0056	15	Fuerte
Panel 90 <sub>4</sub> -17	17300	498,7713312	0,28	0,0056	14	Flojo

Ante los resultados mostrados, hay que hacer algunas aclaraciones. En primer lugar, debemos recordar que, según se dijo previamente, el sonido que emitía una probeta de un laminado con respecto a otra del otro laminado, no era el mismo, ya que los del laminado de 90 eran sonidos más claros, intensos y secos; mientras que los del laminado de 90<sub>4</sub> eran sonidos diferentes, más suaves, más consecutivos, y como sonidos que emulaban a crujidos. Recordando esto, y fijándonos en la última columna de las tablas previamente mostradas, hay que añadir que la intensidad del sonido definida en ella, sólo es comparable entre las probetas de un mismo laminado, y no de manera general. Es decir, un sonido fuerte para el laminado de 90<sub>4</sub> puede ser como un sonido medio para el laminado de 90; mientras que un sonido flojo de 90 puede equipararse a uno medio del laminado de 90<sub>4</sub>, aunque en realidad no es una relación tan exacta, pero puede servir para hacernos una idea.

De cara a una mejor comprensión de este asunto de la intensidad del sonido, se decidió grabar alguno de ellos, mediante el uso de una grabadora, colocada sobre la mordaza fija mientras se realizaban los ensayos. En concreto, se grabaron los sonidos de las probetas 90-1', 90<sub>4</sub>-15, 90<sub>4</sub>-16 y 90<sub>4</sub>-17. Tras la escucha de los mismos a posteriori, junto a los resultados obtenidos y a la falta de correlación de estos con la intensidad del sonido definida, se decidió que no era posible establecer una relación entre la intensidad del sonido y el daño registrado en la probeta. Volveremos sobre este asunto más adelante en el apartado de resultados.

Una vez ensayadas las 9 probetas de este apartado, se procedió a su preparación para ser inspeccionadas en el microscopio, preparación análoga a la anterior y la cual no vamos a volver a tratar en este apartado. El resultado de preparar las probetas para la inspección en el microscopio es el que vemos en las figuras siguientes (Figura 4-70, Figura 4-71, Figura 4-72 y Figura 4-73), donde podemos ver un par de cajas con todas las probetas con las que se ha trabajado, las 9 de este apartado más las 4 del apartado anterior. Además, para ambos laminados, se han clasificado las probetas a lo largo de la caja, enumerándolas longitudinalmente de manera ascendente de izquierda a derecha según el número de la probeta, y transversalmente de manera ascendente de abajo arriba según las piezas que forman la muestra. También, podemos observar cómo se ha seguido usando, en la medida de lo posible, un mismo color para las piezas de una misma probeta. Añadir que tanto en la Figura 4-71 como en la Figura 4-73, vemos el resultado de tener una superficie lijada y pulida, ya que podemos apreciar cómo la luz se refleja perfectamente, nuestro objetivo para poder ser observadas en el microscopio.



Figura 4-70: Caja clasificadora probetas laminado  $[0_4 \ 90 \ 0_4]$  con plástico protector



Figura 4-71: Caja clasificadora probetas laminado  $[0_4 \ 90 \ 0_4]$  descubierta

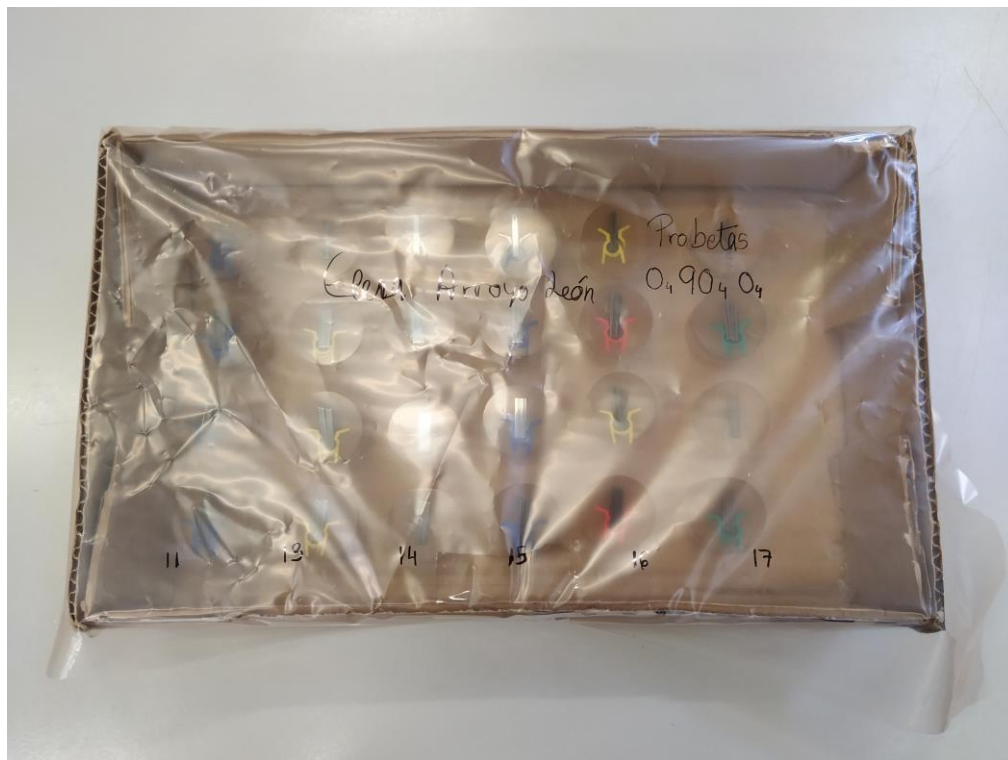


Figura 4-72: Caja clasificadora probetas laminado  $[0_4 90_4 0_4]$  con plástico protector



Figura 4-73: Caja clasificadora probetas laminado  $[0_4 90_4 0_4]$  descubierta

A continuación, vamos a proceder al análisis de los resultados obtenidos tras la inspección microscópica. Para ello, tenemos que partir de los resultados observados en el apartado anterior, reflejado en las imágenes de la Figura 4-63 a la Figura 4-69. Si prestamos atención a estos resultados, vemos que no todo el daño observado presentaba la misma magnitud. Por tanto, será necesario una previa clasificación del mismo:

1-*Despegues aislados*: se englobarán dentro de esta categoría todo daño que haya supuesto la separación parcial de una fibra de la matriz, de forma aislada y puntual, aunque pudiendo encontrar estas separaciones a pares o levemente consecutivas. A modo aclarativo, se han incluido la Figura 4-74 y la Figura 4-75, donde vemos la descripción del daño descrito. En la Figura 4-74 tenemos un par de despegues fibra/matriz consecutivos, mientras que en la Figura 4-75 podemos ver cómo se ha incluido además un tercer despegue fibra/matriz, aislado de los otros dos pero en la misma línea. Este tipo de daño es el que se ha englobado en la categoría de *despegues aislados* y podremos ver ejemplos reales de la misma en uno de los apartados siguientes.

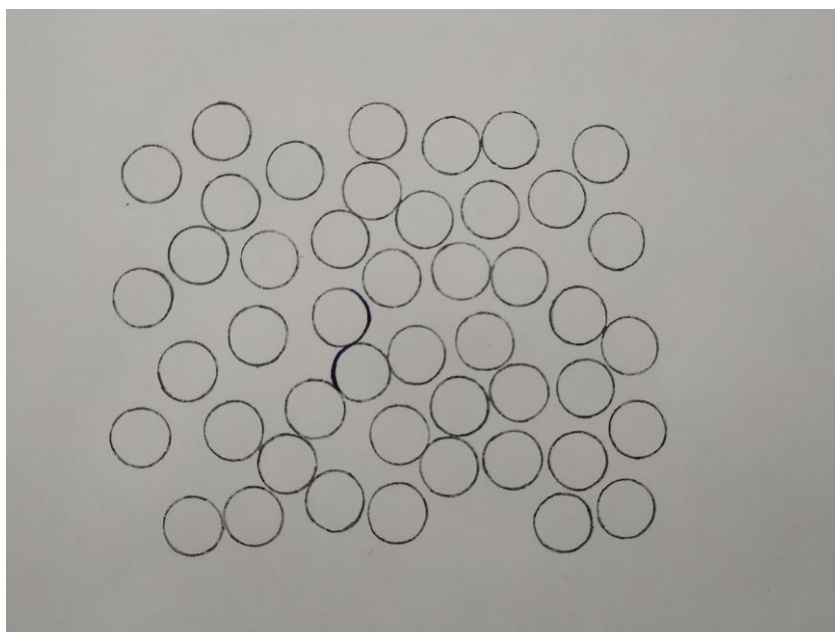


Figura 4-74: DESPEGUES AISLADOS

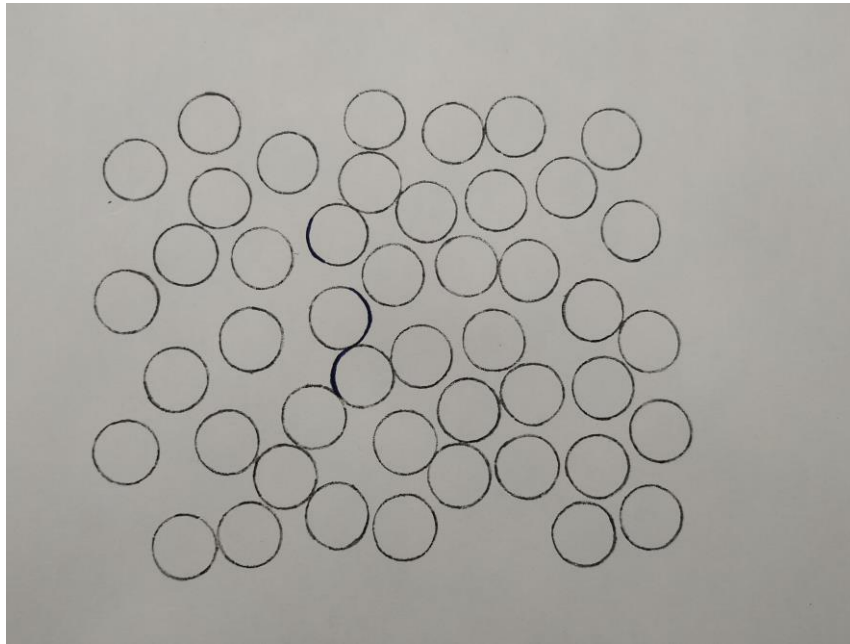


Figura 4-75: DESPEGUES AISLADOS

*2-Despegues continuos:* dentro de esta categoría se ha englobado el daño equivalente a, por una parte, cuando han aparecido suficientes despegues aislados consecutivos como para visualizar un daño continuo inminente es decir, despegues aislados en busca de su unión, (comportamiento apreciado en la Figura 4-76) y, por otra parte, un daño que ha supuesto una mayor separación de la fibra de la matriz. Ya no encontramos un trazo sutil como encontrábamos en los despegues de la categoría anterior, sino que ahora hay una cierta apertura debida a una separación de mayor magnitud. Podemos ver este comportamiento reflejado en la Figura 4-77, donde además vemos cómo no necesariamente encontraremos el daño considerado como despegue continuo totalmente unido, sino que puede presentar zonas donde el daño ha sido intermitente (no totalmente conectados los despegues pero sí presentando un comportamiento de unión inminente si el ensayo no se hubiera detenido en ese momento). Ejemplos reales de este comportamiento podrán ser visualizados en los apartados siguientes.

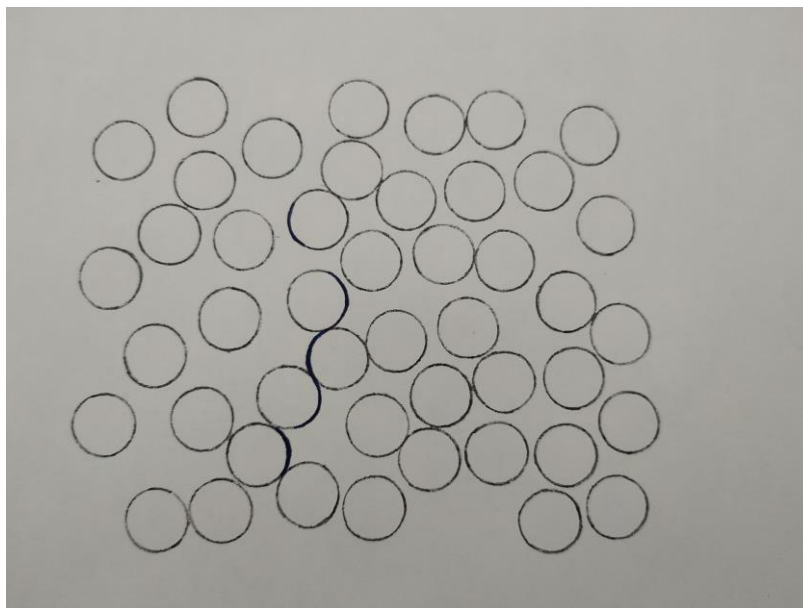


Figura 4-76: DESPEGUES CONTINUOS/AISLADOS CONSECUTIVOS



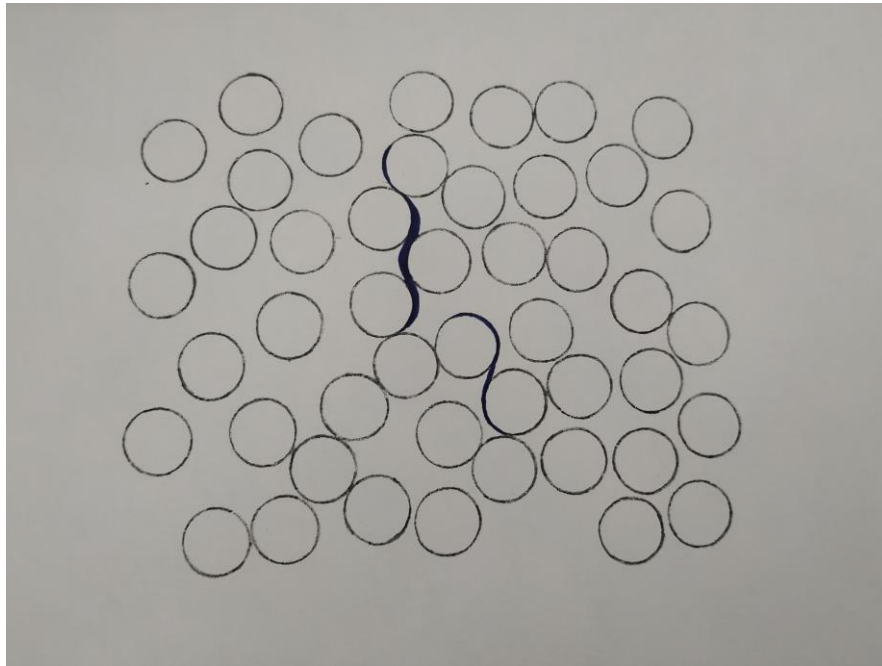


Figura 4-77: DESPEGUES CONTINUOS

3-*Daño transversal generalizado*: cuando los despegues continuos avanzan un grado más en su evolución del daño, llegamos a la categoría que se ha denominado como *daño transversal generalizado*. Como podemos observar en la Figura 4-78, es un daño que busca su continuidad y extensión, usando mecanismos como el kinking para unir despegues a través de la matriz (rompiendo la matriz en ángulos rectos partiendo de la fibra, como aparece en la Figura 4-78). Además, al igual que sucedía en algunos casos de los *despegues continuos*, el *daño transversal generalizado* presenta un ancho de separación fibra-matriz mayor. Ejemplos reales de este tipo de daño pueden ser apreciados en apartados siguientes.

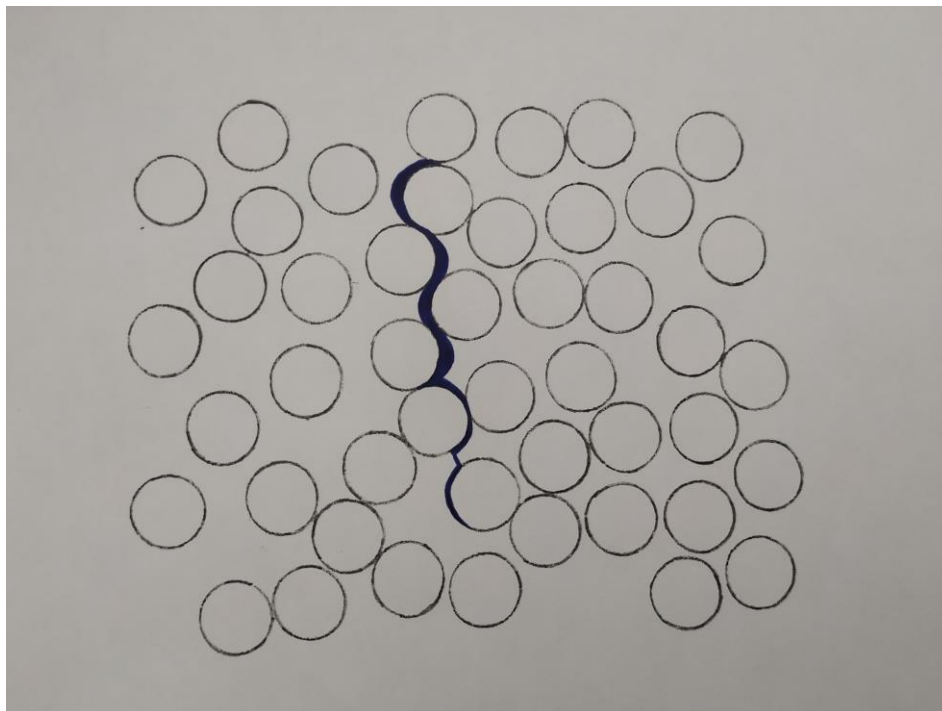


Figura 4-78: DAÑO TRANSVERSAL GENERALIZADO

4-*Grieta transversal*: Finalmente, la última categoría de clasificación que nos compete en el estudio del daño es la *grieta transversal* como tal. La diferencia de esta categoría con la categoría anterior reside en la extensión de la misma. En la clasificación realizada, para poder considerar un daño como *grieta transversal* es necesario que éste se extienda a través de todas las láminas de  $90^\circ$ , tanto para el caso en el que tengamos 1 como 4, llegando hasta la interfase de separación de las láminas de  $0^\circ$ - $90^\circ$ . Ha de ser un daño completamente extendido, no pudiendo presentar discontinuidades en el mismo. Con respecto al *daño transversal generalizado*, sí que encontraremos discontinuidades dentro de éste; y la extensión podrá variar, desde abarcar casi la totalidad del laminado a  $90^\circ$  (en algunos laminados de solo 1 lámina a  $90^\circ$ ) a pequeñas extensiones de daño dentro de la zona a  $90^\circ$ . Volviendo a la *grieta transversal*, hay que comentar también un comportamiento característico de las mismas y es que, como observamos en la Figura 4-79, cuando la grieta alcanza las últimas fibras de las láminas a  $90^\circ$  antes de llegar a las láminas a  $0^\circ$ , el daño se extiende paralelamente a las láminas a  $0^\circ$ , lo que si se hubiera proseguido con el ensayo en vez de pararlo, para niveles de carga mayores, podría producirse delaminación (separación de las capas a  $90^\circ$  de las de  $0^\circ$ ) en esa zona. Ejemplos reales de este tipo de daño pueden ser apreciados en los siguientes apartados.

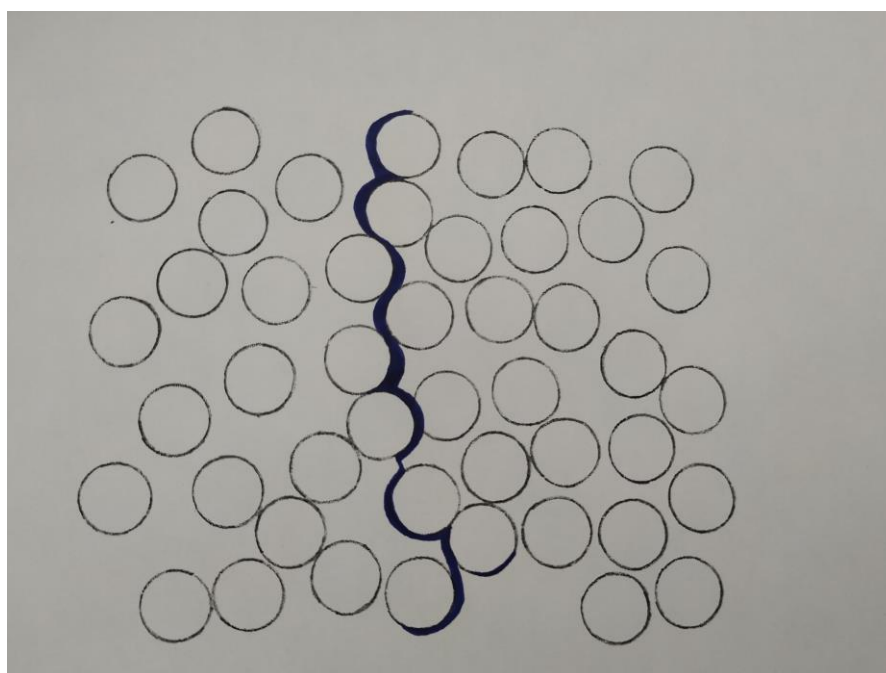


Figura 4-79: GRIETA TRANSVERSAL

#### 4.4.1 Resultados obtenidos

En los apartados siguientes se han incluido una serie de imágenes, con el objetivo de englobar los resultados obtenidos tras la inspección al microscopio de estas últimas probetas ensayadas hasta el primer sonido. Los resultados se han clasificado en función de las categorías antes descritas para una mayor claridad de la ilustración de los mismos. Además de estas categorías, se han incluido algunos apartados más referentes a otros tipos de estudio, como *daño longitudinal*, *peculiaridades*, y *estudios futuros*.

##### 4.4.1.1 Despegues aislados

En este apartado se han incluido una serie de imágenes (de la Figura 4-80 a la Figura 4-89) en las que podemos ver claramente reflejado el daño equivalente a la categoría de despegues aislados. Además, observamos que una tendencia general es encontrarnos con un par de despegues fibra-matriz continuos, como los que podemos ver en la Figura 4-80 o la Figura 4-82 o la Figura 4-88, acompañados o no de otros despegues fibra-matriz pero no conectados a los anteriores. Otra tendencia general sería la ilustrada en la Figura 4-81, o la Figura 4-83, o la Figura 4-84, o la Figura 4-86, donde en esta ocasión vemos despegues fibra-matriz no conectados entre ellos pero sí consecutivos, quienes llegarían a unirse si hubiéramos seguido aumentando la carga en vez de parar el ensayo. Finalmente, comentar que cada una de las imágenes lleva especificada a qué panel pertenece (si  $90^\circ$  o

90<sub>4</sub>), a qué número de probeta pertenece (13, 14, 15, 16 y 1' para 90 o 14, 15, 16 y 17 para 90<sub>4</sub>) y a qué parte de la probeta nos estamos refiriendo, es decir, a qué pieza pertenece. Recordemos que la probeta estaba dividida en 6/7 piezas según habláramos de 90 o 90<sub>4</sub> respectivamente, y que la pieza de menor numeración (1) es la que estaba colindante con la mordaza fija, avanzando hacia la mordaza móvil según avancemos en numeración. Además, se ha incluido el tipo de daño considerado y a qué aumento encontramos la fotografía. Esta será la forma en la que caracterizaremos todas las imágenes de este análisis, por lo que no se volverá a especificar qué significa la nomenclatura empleada en los apartados posteriores.

En este apartado no se ha separado el daño según un laminado u otro. Los resultados aquí mostrados pertenecen indistintamente a 90 o 90<sub>4</sub>, lo que obtiene como resultado que por definición, la magnitud del daño equivalente a *despegues aislados* es igual para ambos.

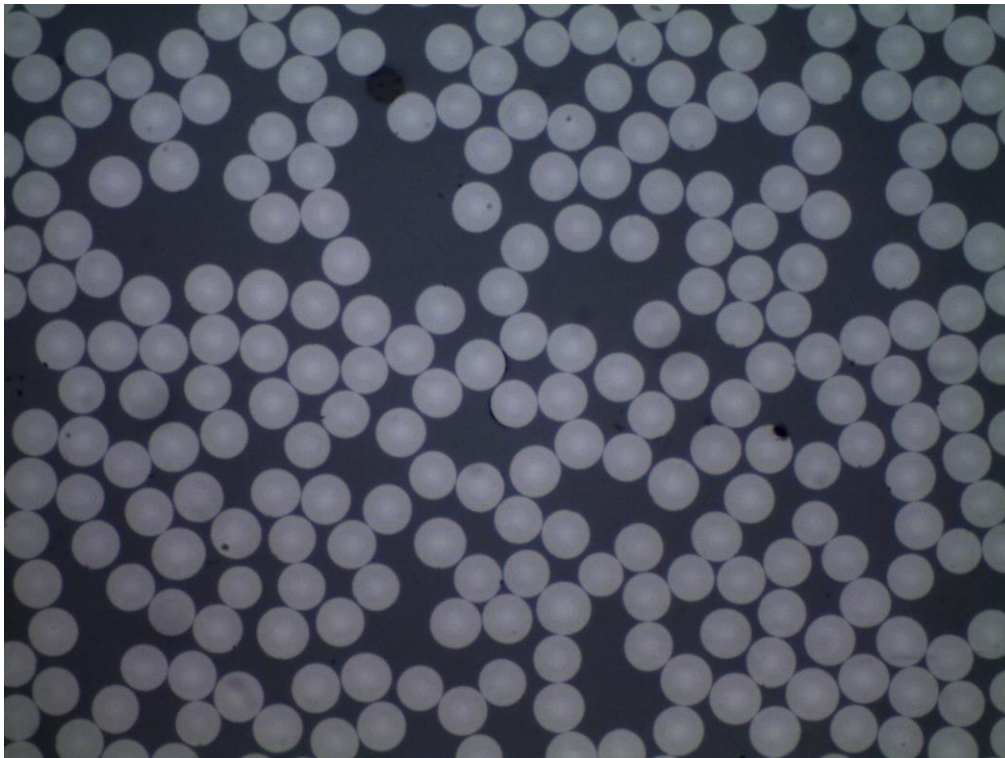


Figura 4-80: 90<sub>4</sub>-14-pieza 3, despegues aislados a x1000



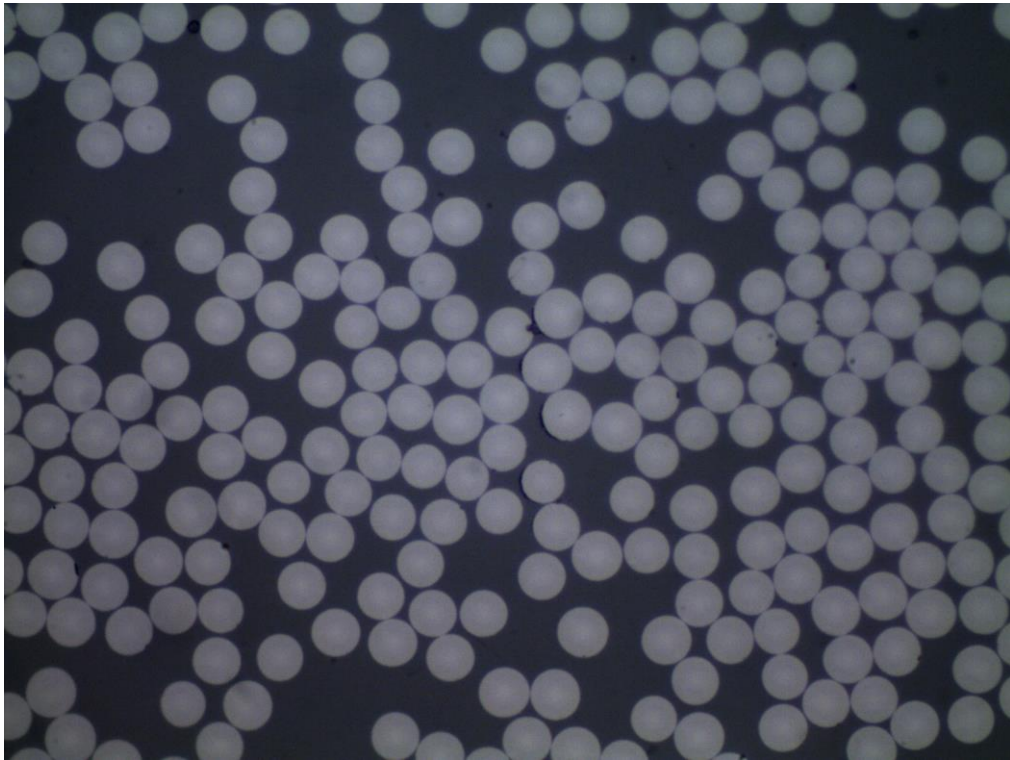


Figura 4-81: 90<sub>4</sub>-14-pieza 4, despegues aislados a x1000

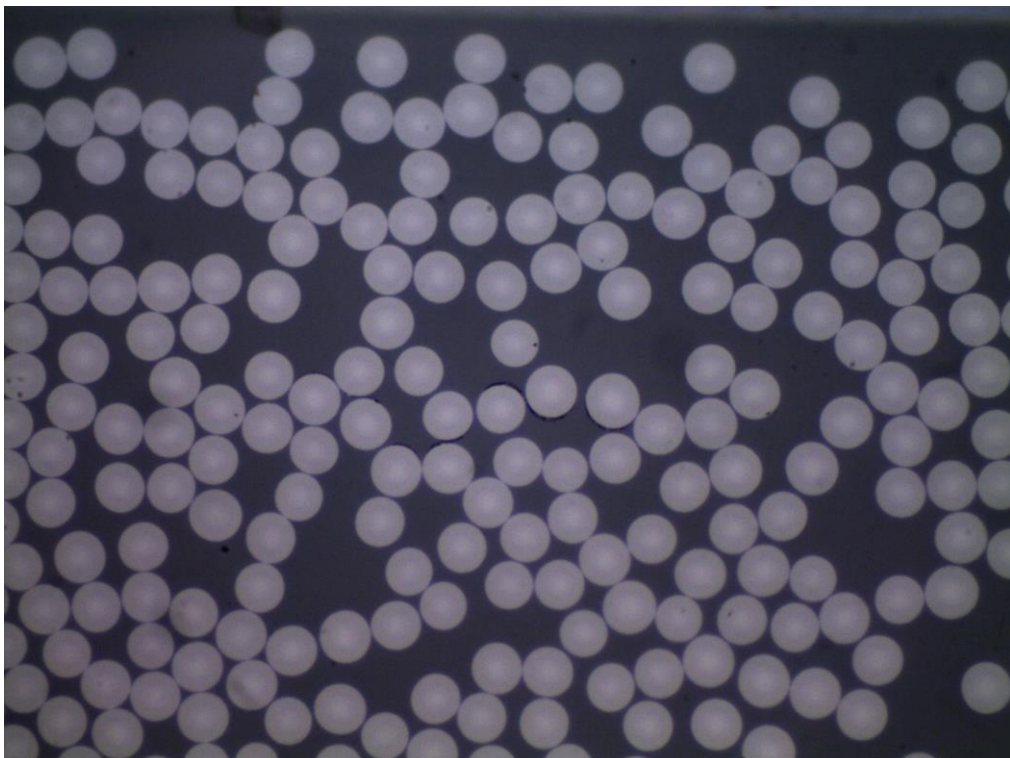


Figura 4-82: 90-1'-pieza 2, despegues aislados a x1000

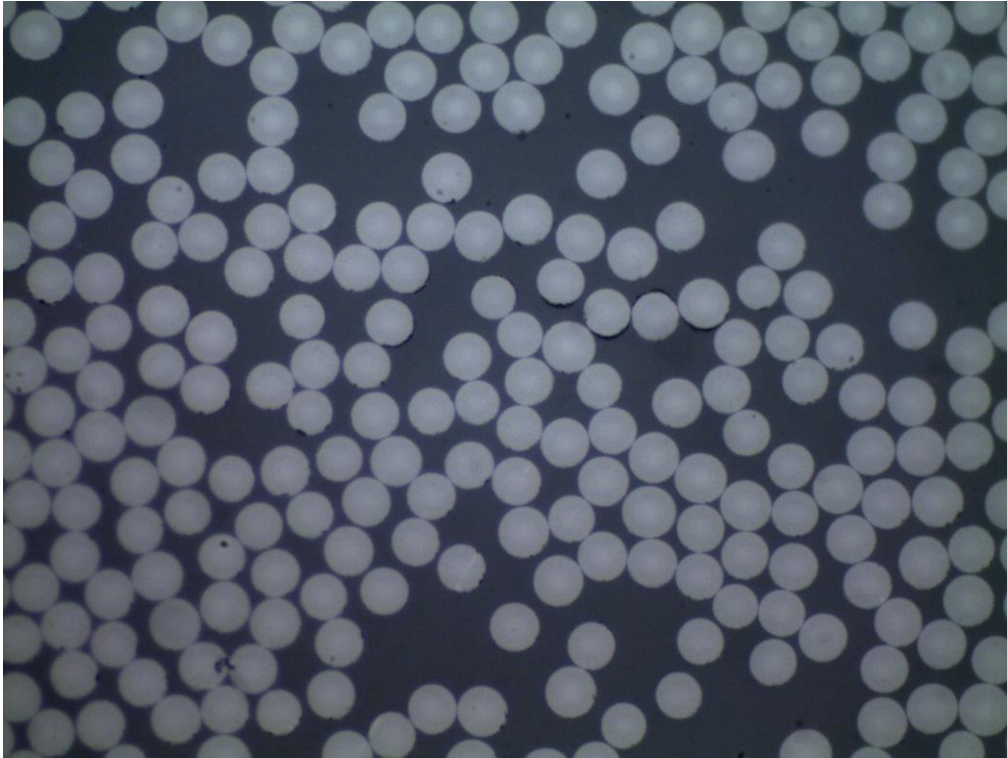


Figura 4-83: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, despegues aislados a x1000

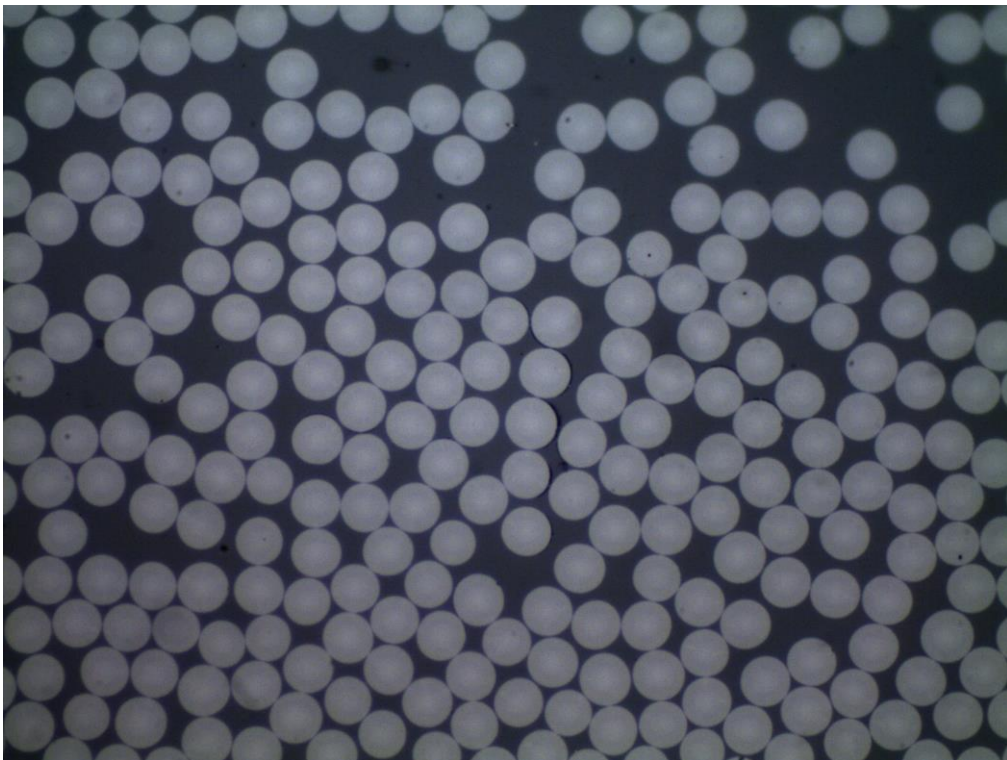


Figura 4-84: 90<sub>4</sub>-15-pieza 1, despegues aislados a x1000



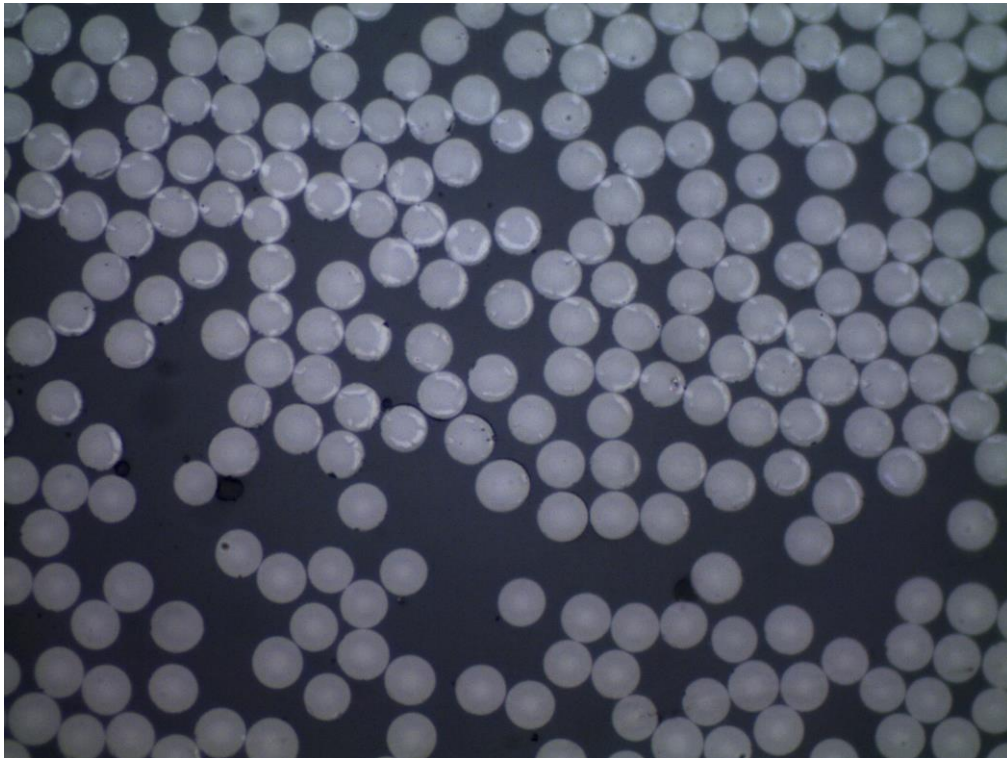


Figura 4-85: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, despegues aislados a x1000

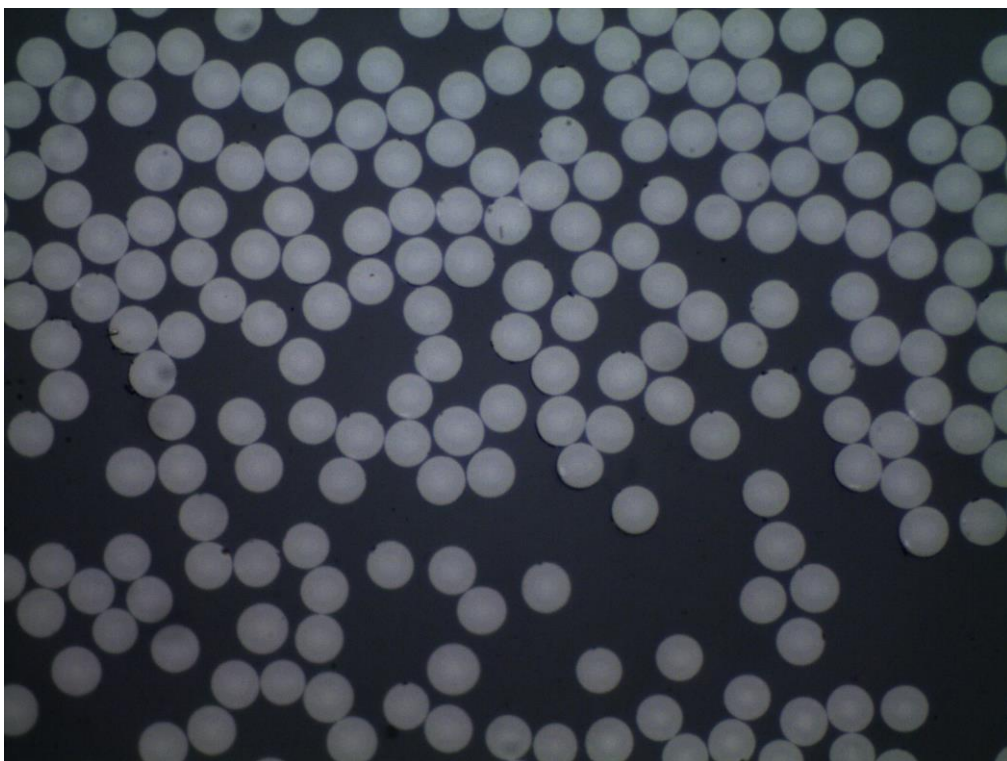


Figura 4-86: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, despegues aislados a x1000

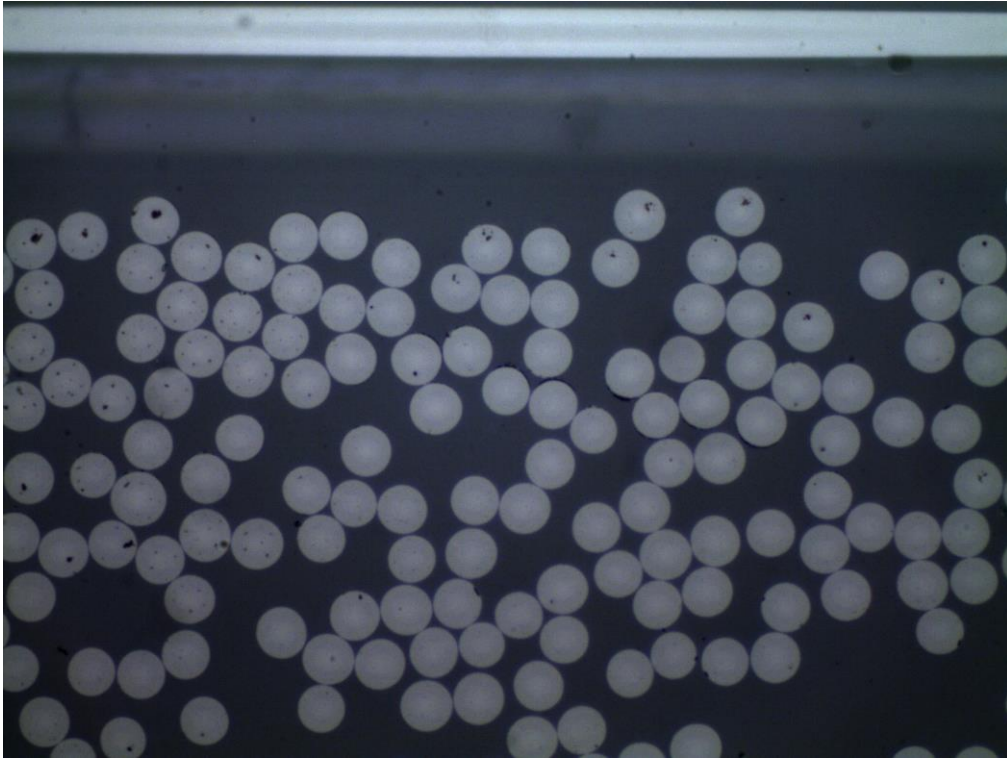


Figura 4-87: 90<sub>4</sub>-17-pieza 1, despegues aislados a x1000

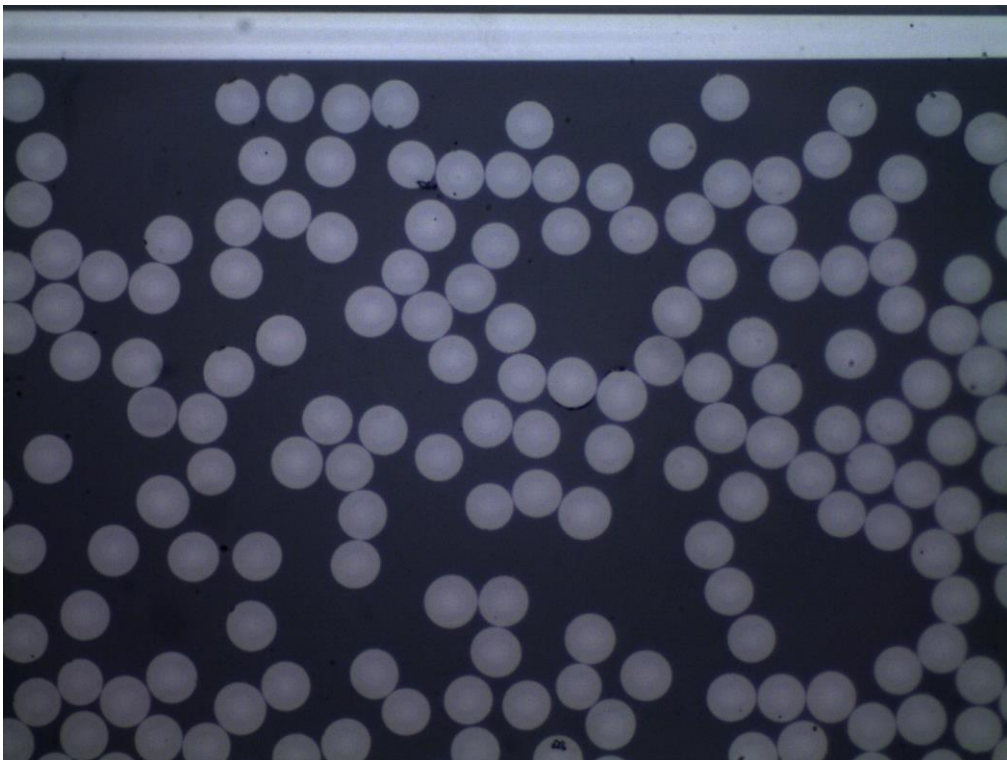


Figura 4-88: 90<sub>4</sub>-17-pieza 1, despegues aislados a x1000

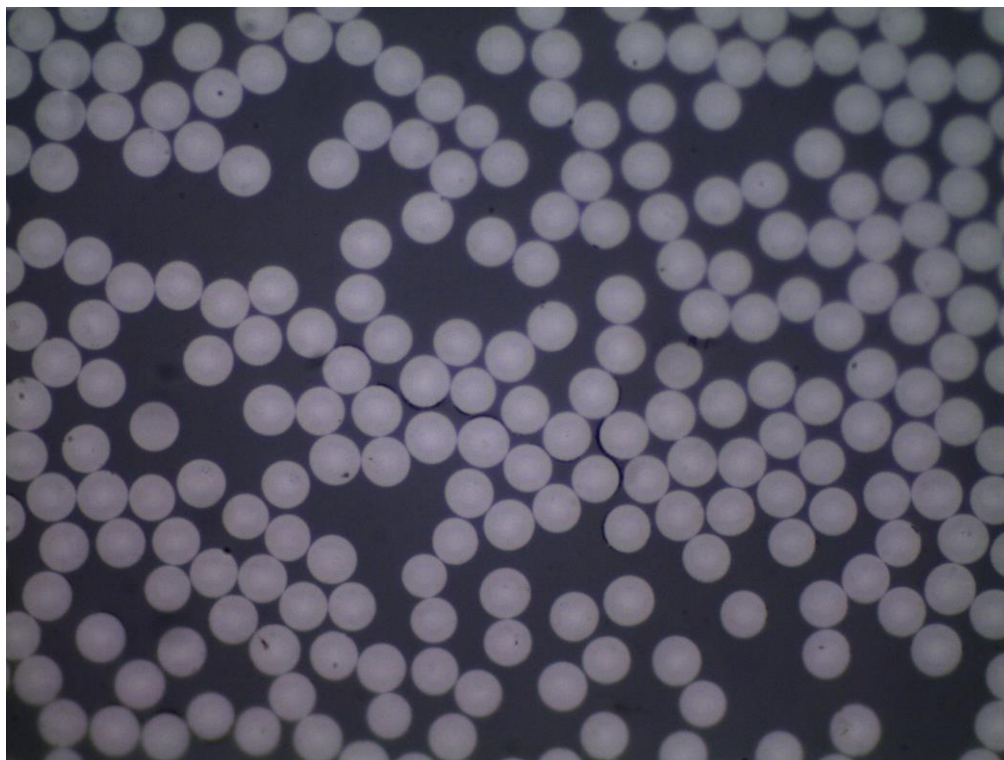


Figura 4-89: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, despegues aislados a x1000

#### 4.4.1.2 Despegues continuos

A continuación veremos el resultado correspondiente a *despegues continuos*. En esta sección se han incluido imágenes correspondientes a los dos tipos de daños considerados como *despegues continuos*, teniendo de la Figura 4-90 a la Figura 4-94, el daño llamado despegues aislados consecutivos, y de la Figura 4-95 a la Figura 4-105, el resto de daño dentro de esta categoría. Si bien ambos son similares, encontramos que los segundos presentan un carácter más marcado que los primeros, es decir, hablamos de un daño de mayor separación fibra-matriz como tendencia general, donde el daño ya no es tan sutil como podría serlo en los primeros.

Añadir que en este apartado tampoco se ha separado el daño según un laminado u otro. Los resultados aquí mostrados pertenecen indistintamente a 90 o 90<sub>4</sub>, lo que obtiene como resultado que por definición, la magnitud del daño equivalente a *despegues continuos* es igual para ambos. Sí que cabría destacar que el daño etiquetado como despegues aislados consecutivos tiene su aparición mayormente en el laminado de 90, y así queda reflejado en las ilustraciones siguientes, careciendo de ejemplo ilustrativo en la selección de imágenes realizada para este tipo de daño en el laminado de 90<sub>4</sub>.



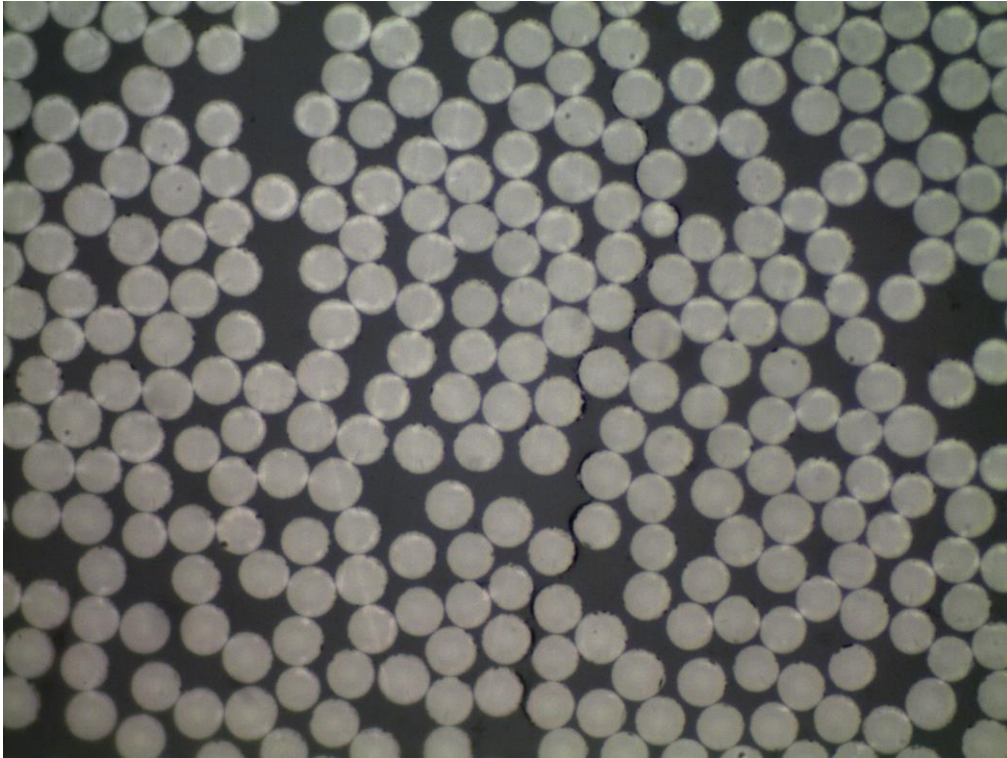


Figura 4-90: 90-13-pieza 4, despegues continuos-despegues aislados consecutivos a x1000

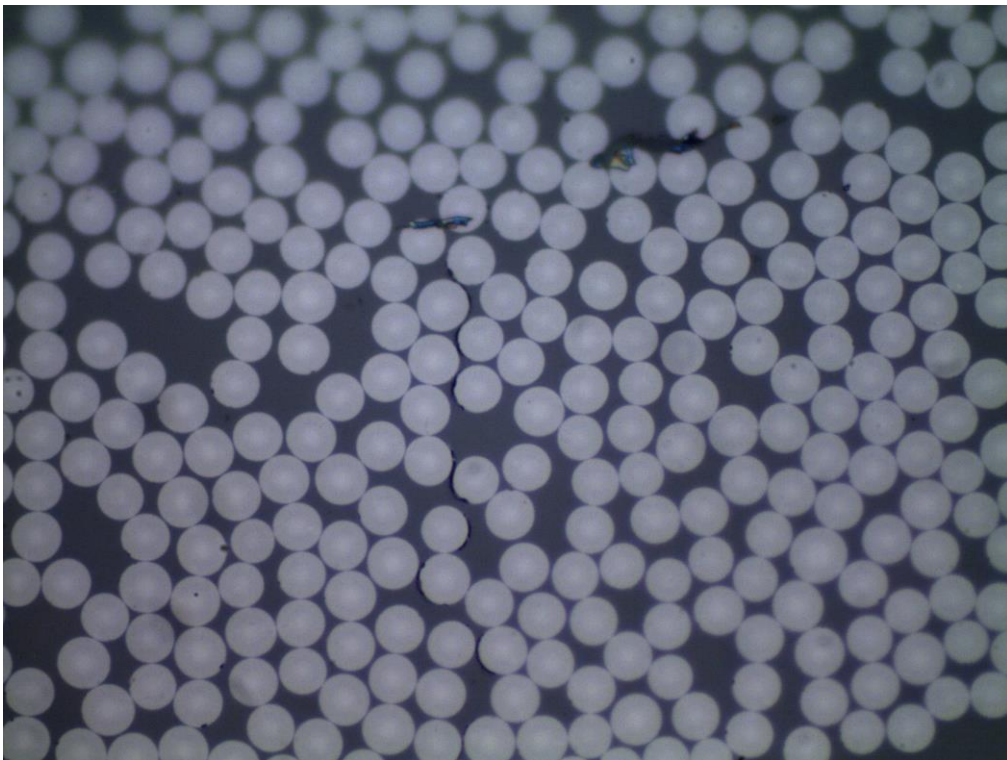


Figura 4-91: 90-14-pieza 3, despegues continuos-despegues aislados consecutivos a x1000

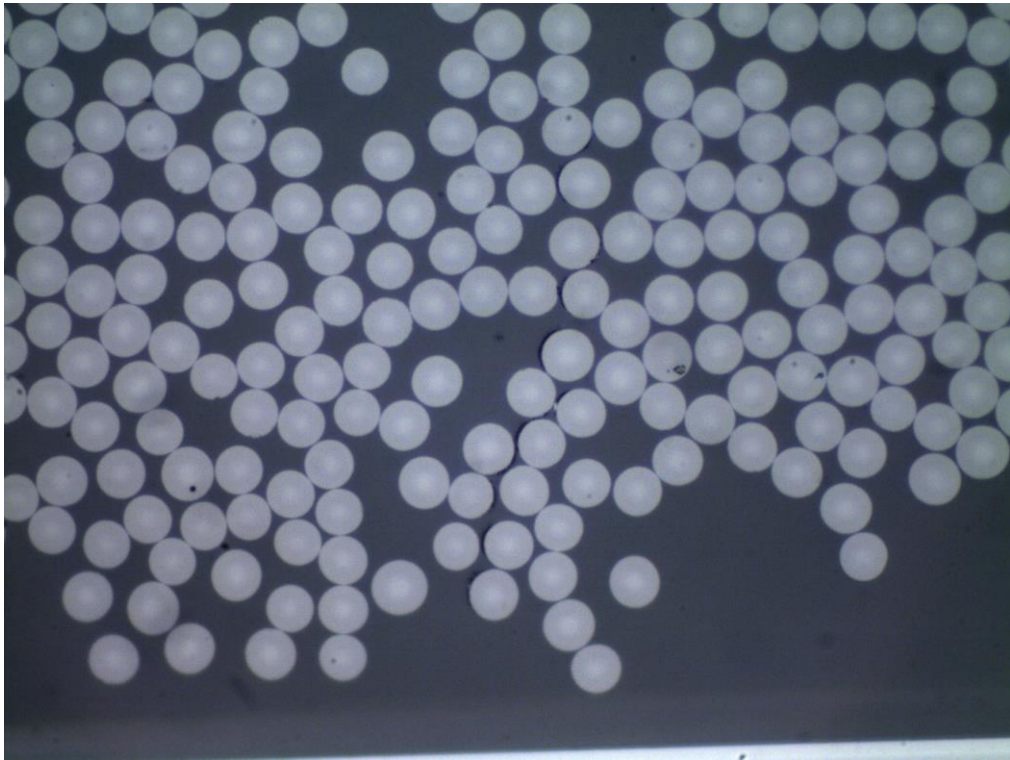


Figura 4-92: 90-13-pieza 6, despegues continuos-despegues aislados consecutivos a x1000

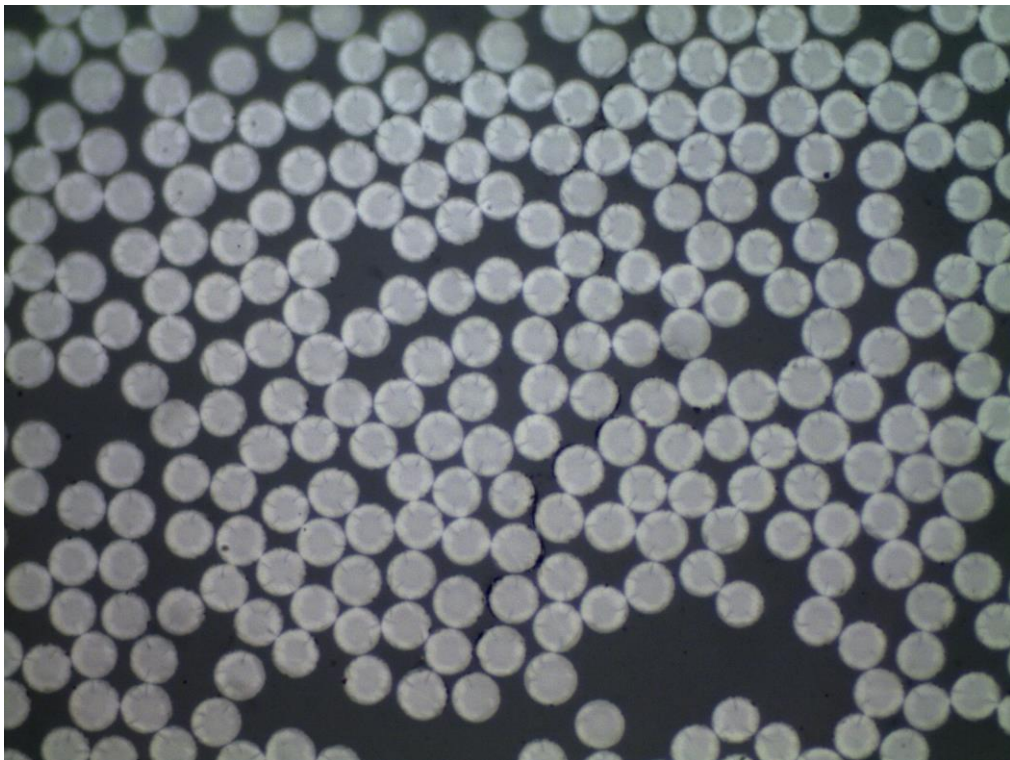


Figura 4-93: 90-14-pieza 1, despegues continuos-despegues aislados consecutivos a x1000



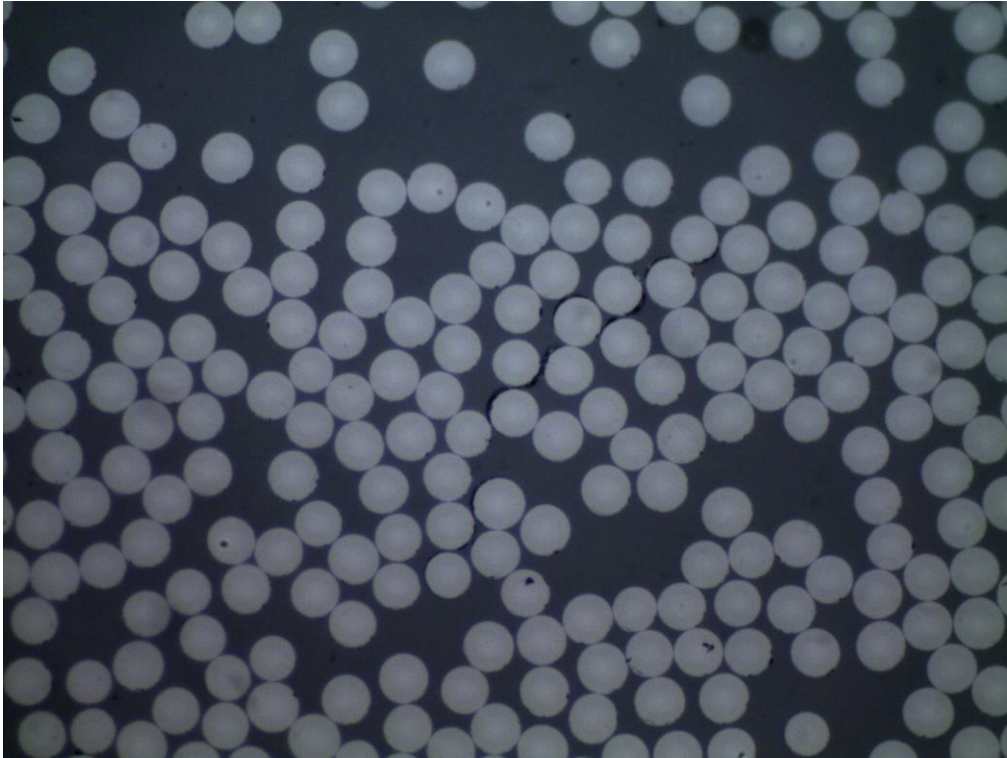


Figura 4-94: 90-14-pieza 7, despegues continuos-despegues aislados consecutivos a x1000

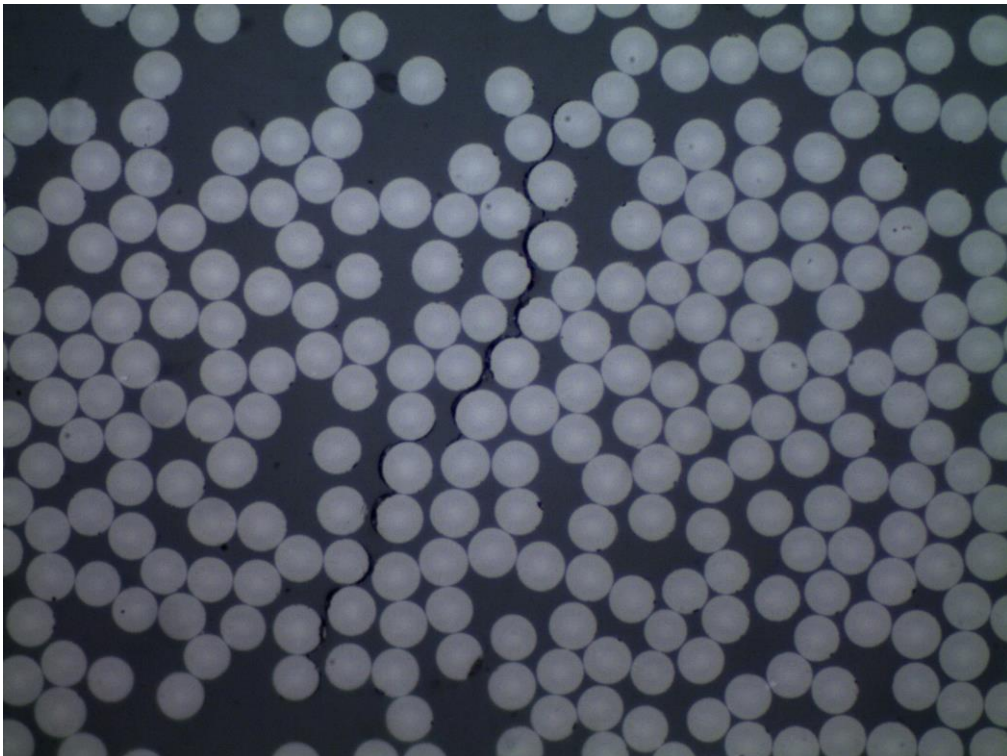


Figura 4-95: 90<sub>4</sub>-17-pieza 3, despegues continuos a x1000



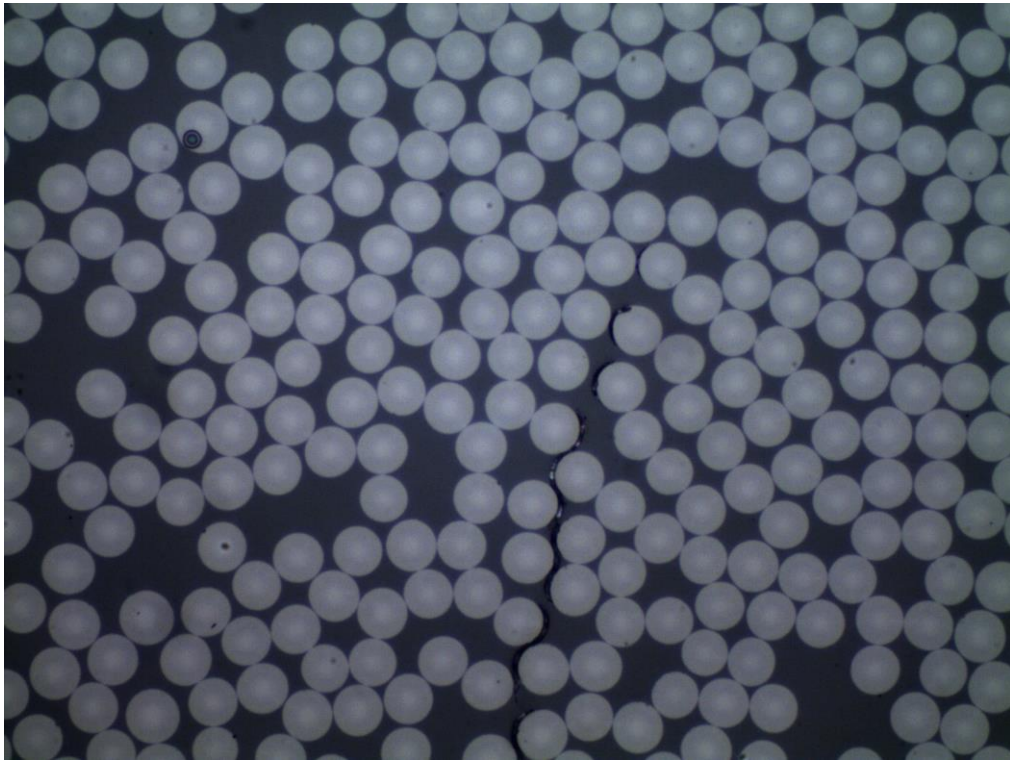


Figura 4-96: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, despegues continuos a x1000

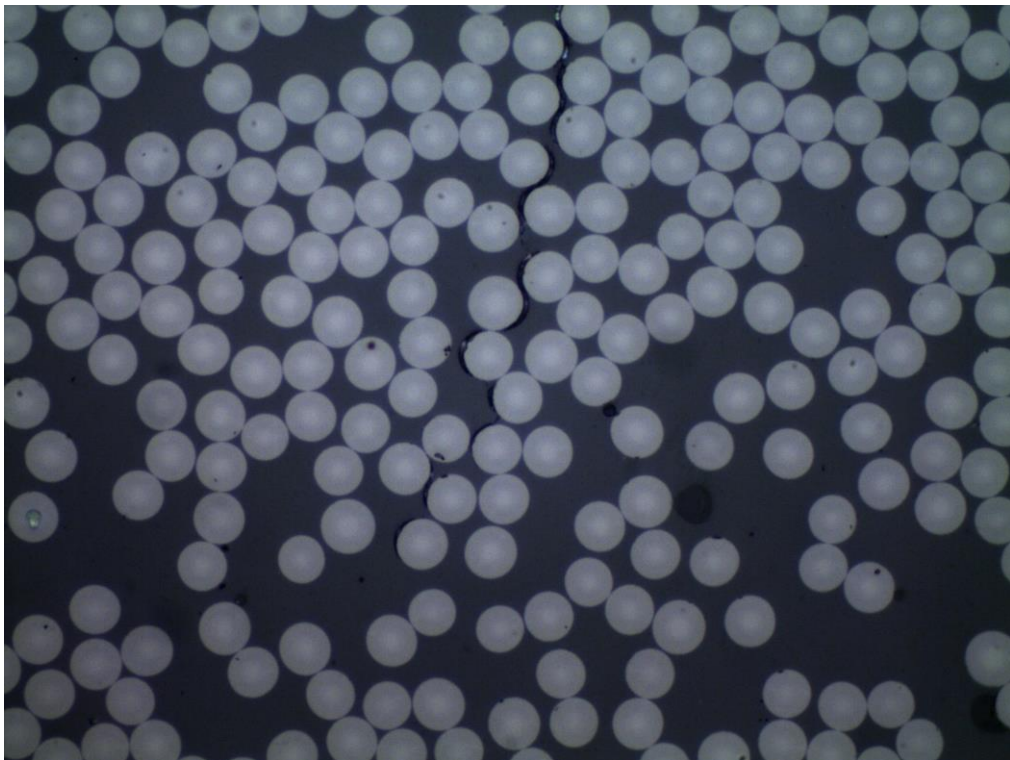


Figura 4-97: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, despegues continuos a x1000 (cont. anterior)

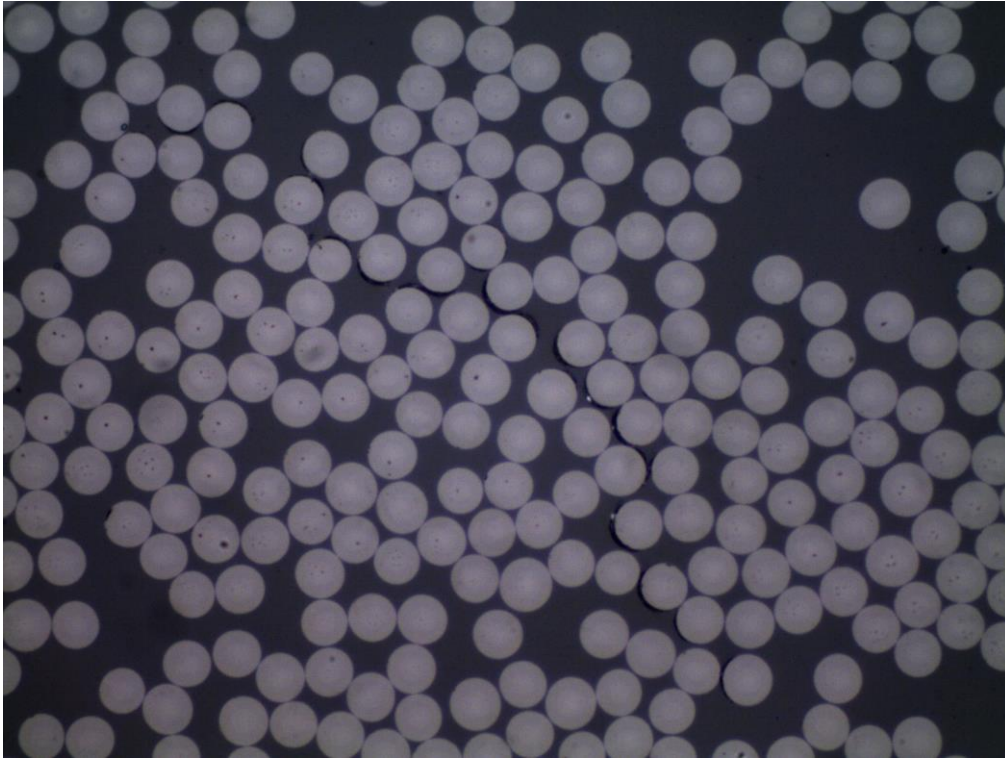


Figura 4-98: 90<sub>4</sub>-17- pieza 7, despegues continuos a x1000

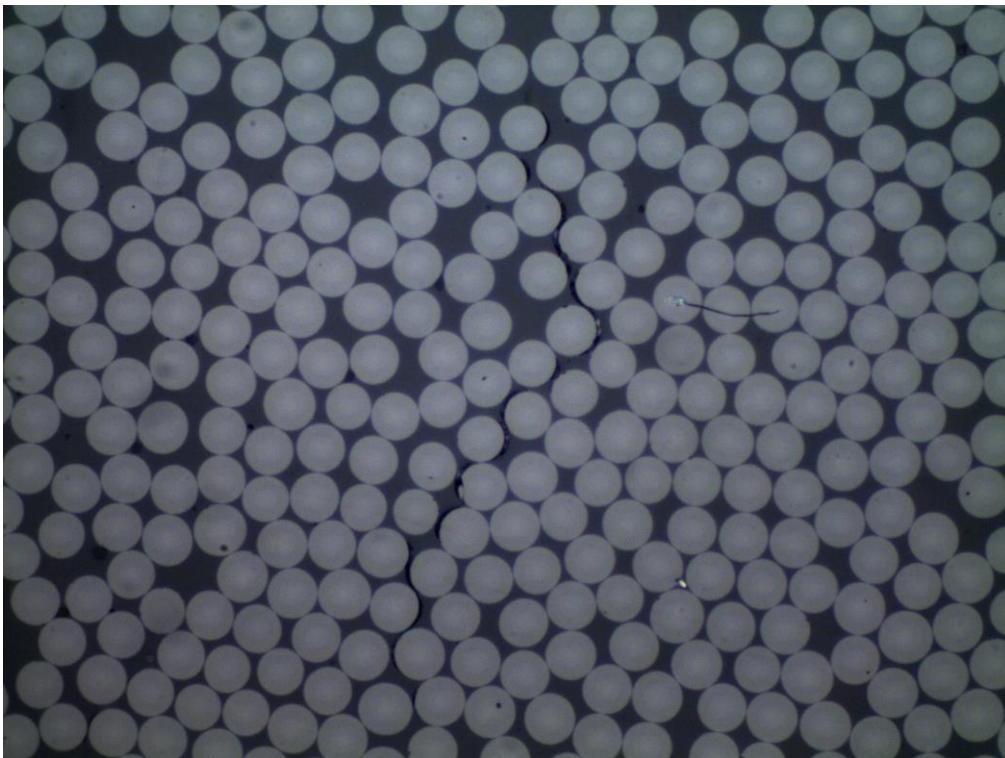


Figura 4-99: 90<sub>4</sub>-17-pieza 1, despegues continuos a x1000



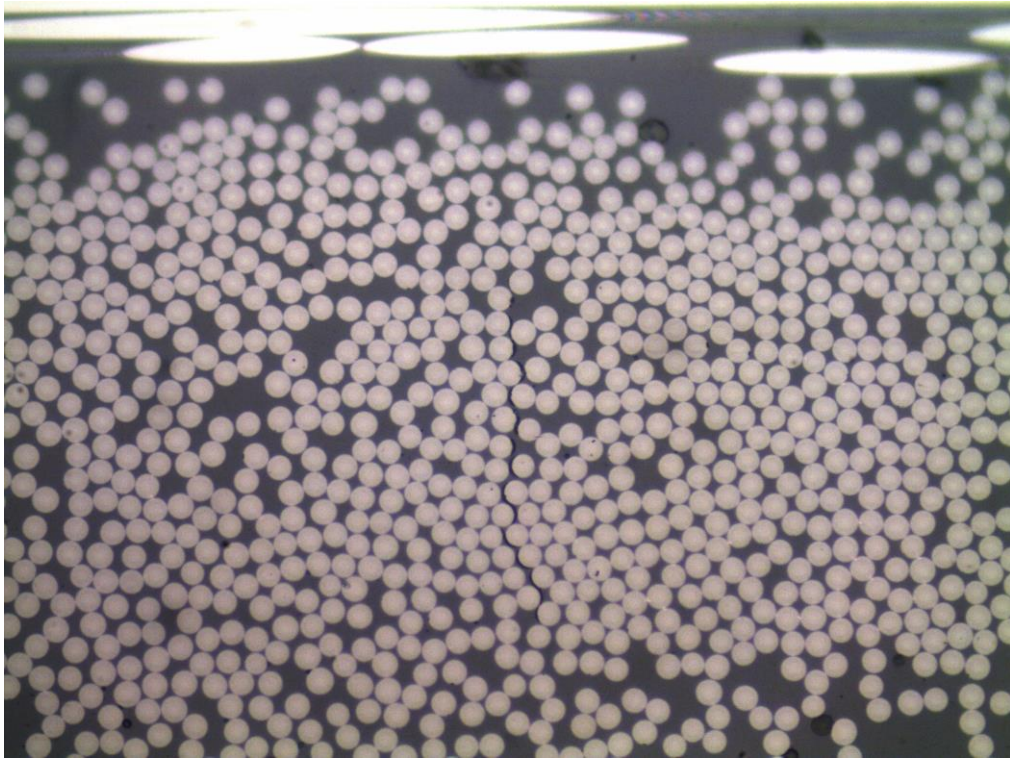


Figura 4-100: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, despegues continuos a x500

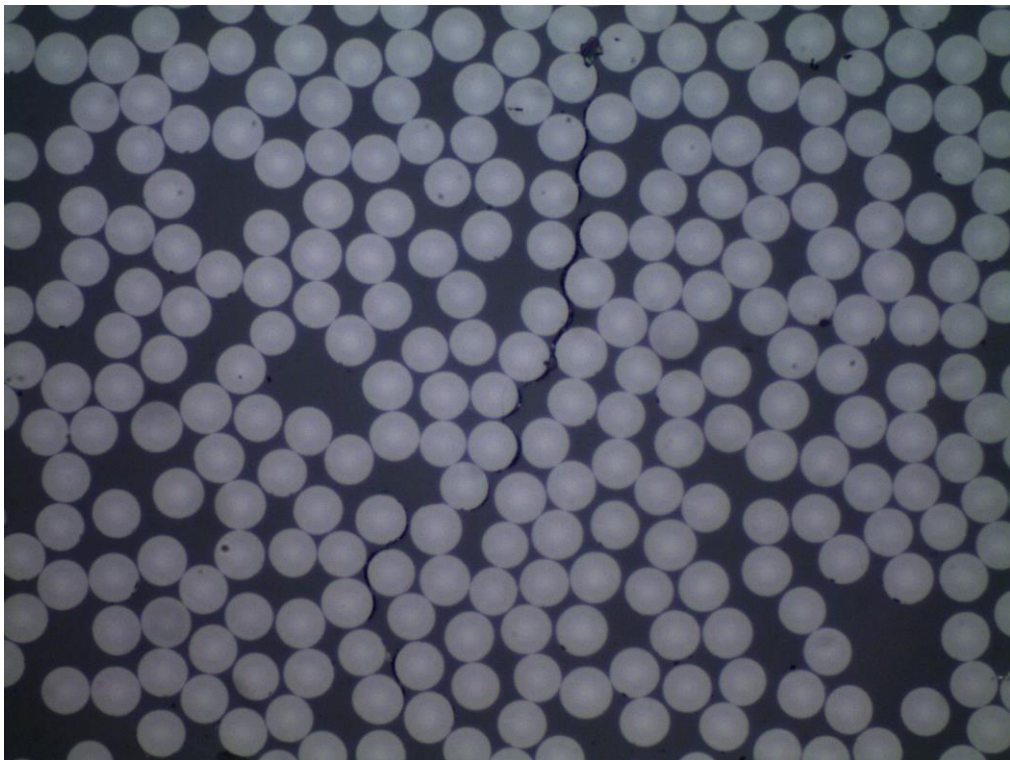


Figura 4-101: 90-14-pieza 3, despegues continuos a x1000

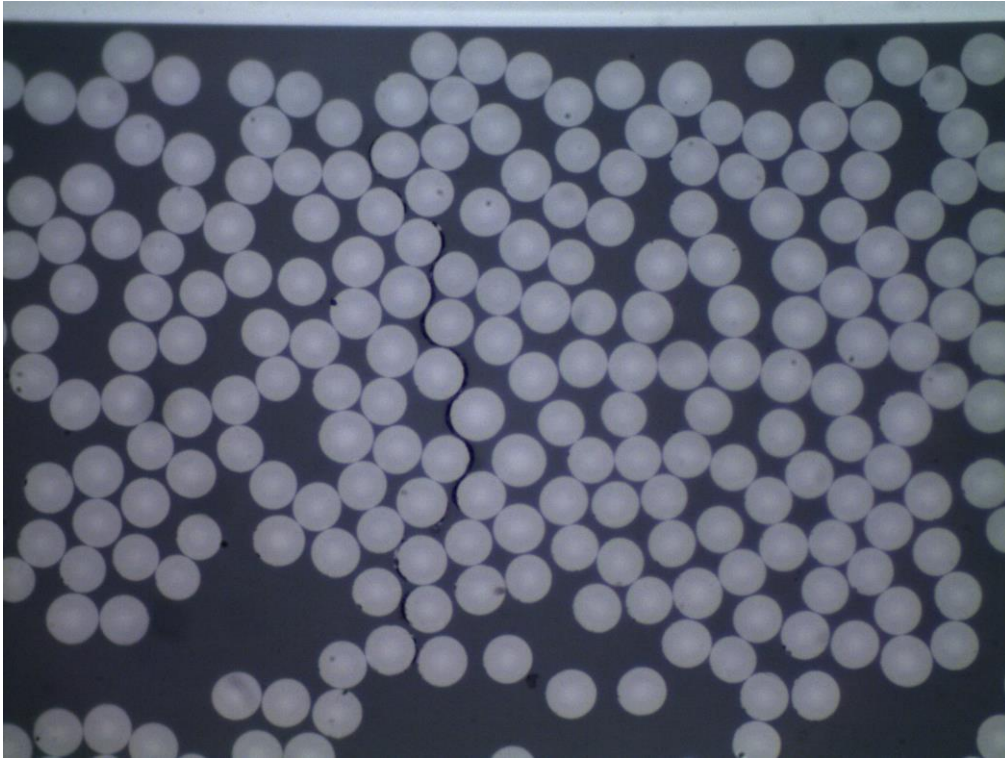


Figura 4-102: 90-14-pieza 4, despegues continuos a x1000

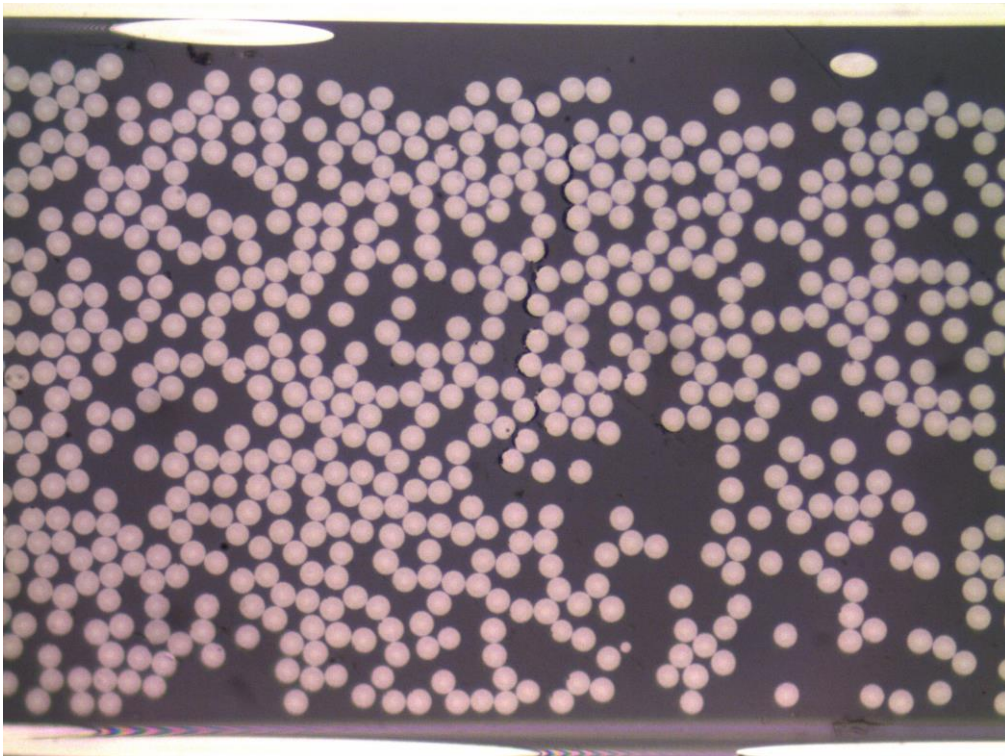


Figura 4-103: 90-13-pieza 2, despegues continuos a x500



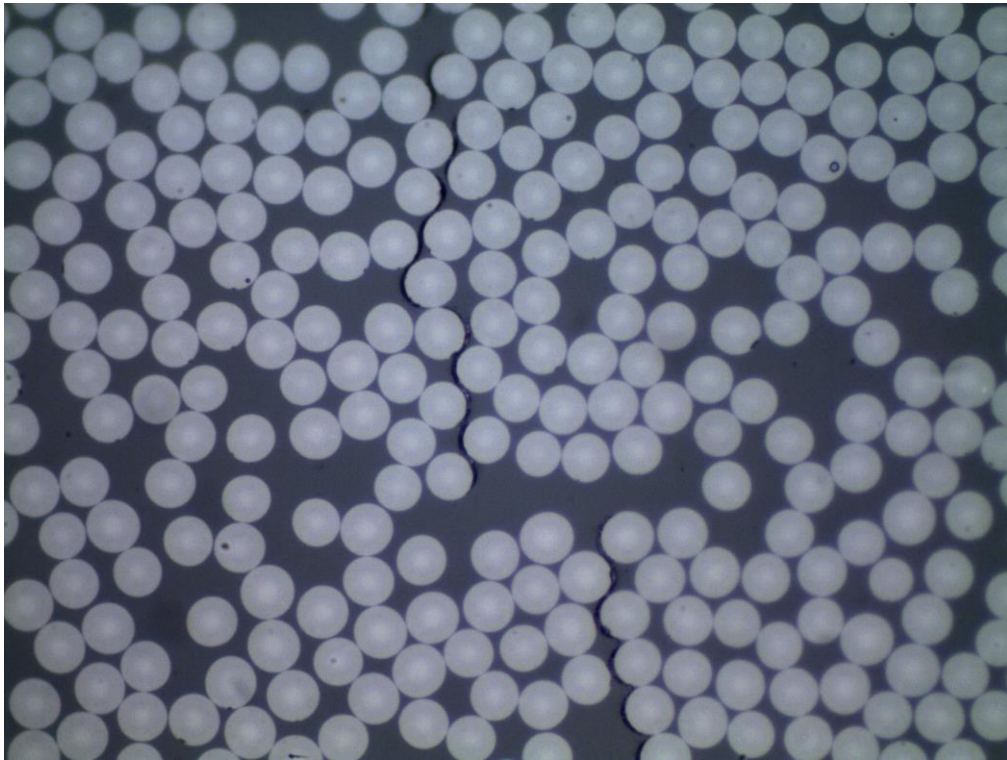


Figura 4-104: 90-13-pieza 6, despegues continuos a x1000

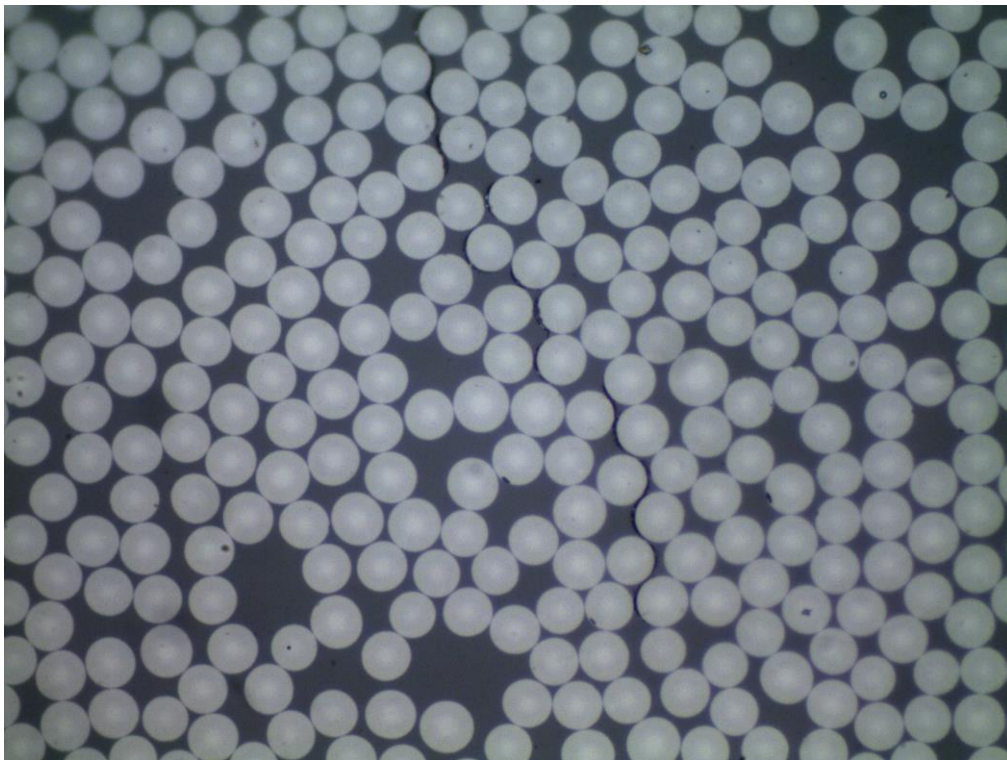


Figura 4-105: 90-13-pieza 6, despegues continuos a x1000

#### 4.4.1.3 Daño transversal generalizado

En el siguiente apartado se mostrarán algunos resultados equivalentes a la categoría de *daño transversal generalizado*. En esta ocasión, sí que se han separado los resultados del laminado de 90 de los de 90<sub>4</sub>, con el objetivo de comentarlos y poder visualizar si en esta ocasión nos encontramos alguna diferencia entre el daño

producido en uno y el producido en otro. Cabe matizar que hasta el momento, el daño definido (*despegues aislados y despegues continuos*) ha sido similar en ambos laminados, en cuanto a magnitud y extensión se refiere, entendiendo por magnitud a la separación de fibra-matriz y por extensión a la longitud del daño. La pregunta que cabría hacerse ahora es si también el *daño transversal generalizado* presenta la misma magnitud y extensión en ambos laminados. La respuesta a esta pregunta es, como podremos ver reflejada en las ilustraciones de la Figura 4-106 a la Figura 4-127, que efectivamente el daño presenta las mismas (o similares) características de magnitud y extensión, lo cual no significa lo mismo para uno que para otro laminado, ya que no tienen el mismo número de láminas a  $90^\circ$ .

Así, encontraremos que el *daño transversal generalizado*, para el laminado de  $90^\circ$ , estará cerca de parecerse a una *grieta vertical*, ya que en la mayoría de los casos, encontraremos que estos daños se extienden en una gran parte de una lámina a  $90^\circ$ , y dado que el laminado de  $90^\circ$  sólo tiene una lámina a  $90^\circ$ , el daño está bastante generalizado. Podemos observar lo previamente comentado en imágenes como la Figura 4-106, o la Figura 4-107, o la Figura 4-109, etc.

Si ahora lo extrapolamos al laminado de  $90_4$ , el hecho de que por tendencia general, estos daños se extiendan en una gran parte de una lámina a  $90^\circ$ , deja como resultado que sólo encontremos *daño transversal generalizado* del tamaño de una cuarta parte sobre la totalidad de la dimensión de la capa a  $90^\circ$  del laminado. El máximo *daño transversal generalizado* que hemos recogido tras nuestro estudio para el laminado de  $90_4$  es el que se presenta en la Figura 4-122 y Figura 4-123, donde la magnitud y extensión siguen siendo del mismo orden que el resto, sólo que ahora han aparecido dos juntos relativamente alineados, dejando entrever un paso previo con respecto a la formación de una *grieta transversal* tal cual.

#### Estudio sobre el laminado de $90^\circ$

En las imágenes de la Figura 4-106 a la Figura 4-110 podemos ver la extensión ya comentada del *daño transversal generalizado* para el laminado de  $90^\circ$ . Vemos que son grietas que se recorren prácticamente la totalidad de la lámina, a excepción de la Figura 4-108, pero que igualmente es un daño bastante generalizado que abarca más de la mitad de una lámina. El comportamiento de este daño en la Figura 4-108 será un objeto de estudio, de cómo afecta la presencia de una zona rica en matriz para parar la extensión de un daño como el que veíamos en la imagen, y será abarcado más adelante en este apartado, cuando lleguemos al estudio del laminado de  $90_4$ .



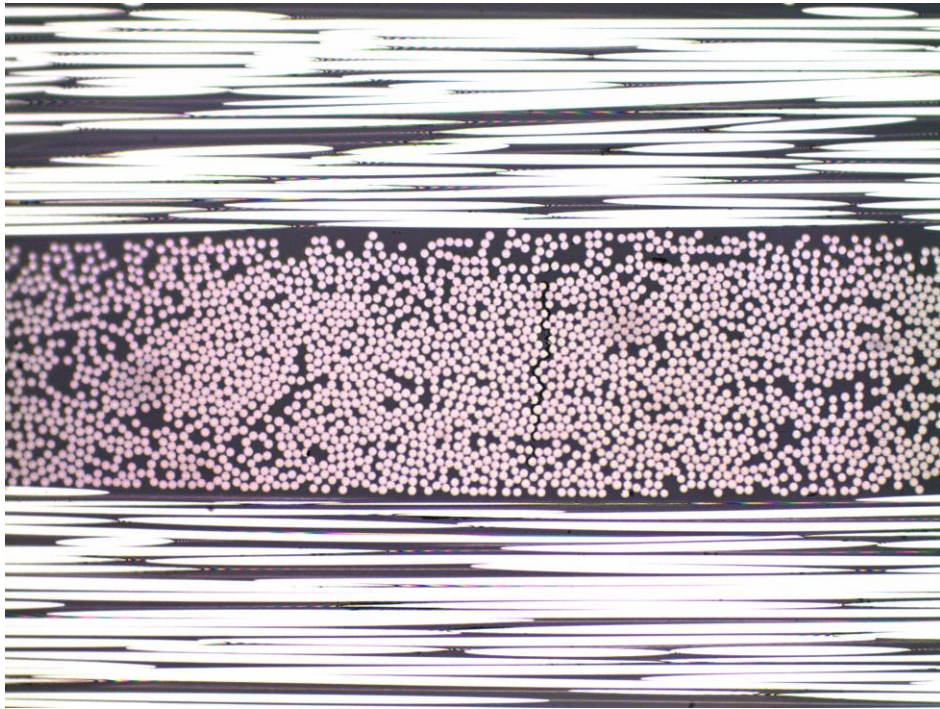


Figura 4-106: 90-13-pieza 1, daño transversal generalizado a x200

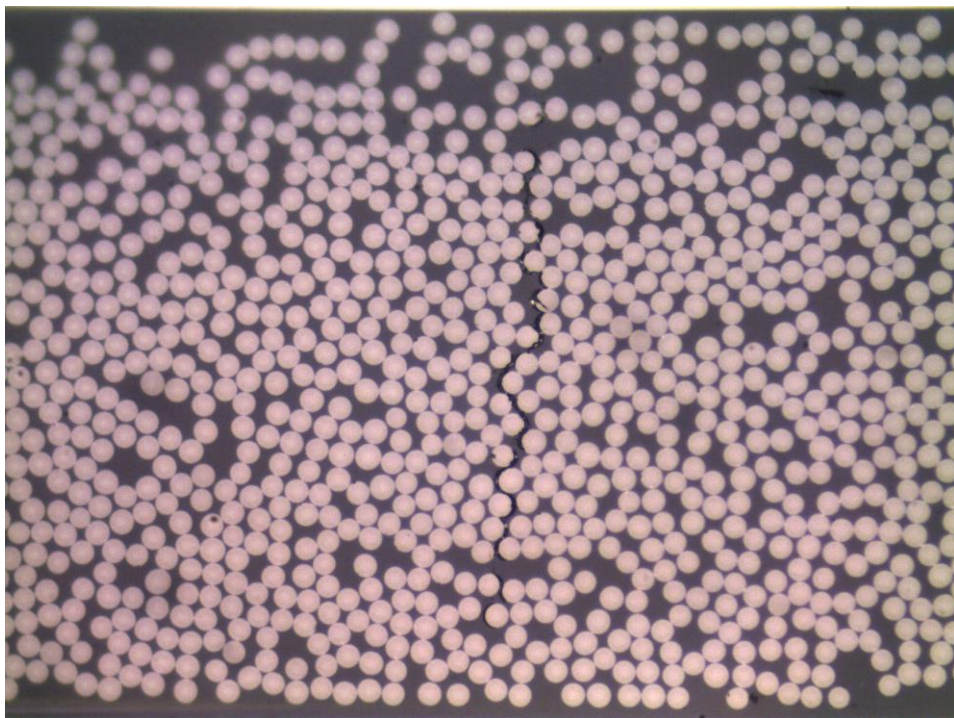


Figura 4-107: 90-13-pieza 1, daño transversal generalizado a x500 (cont.)



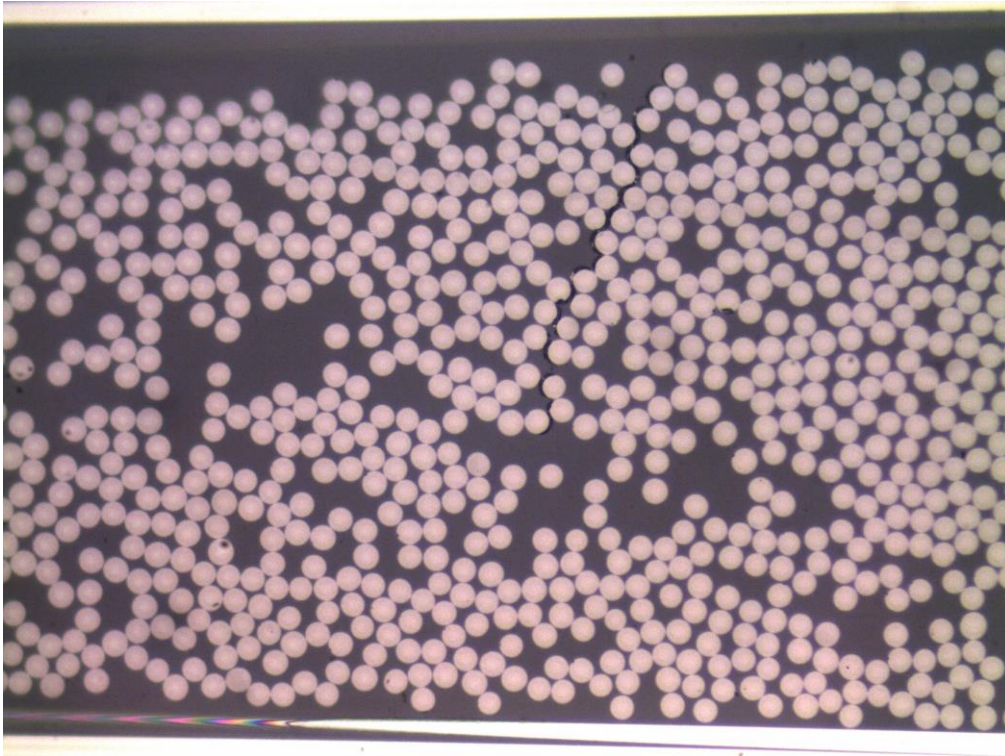


Figura 4-108: 90-13-pieza 1, daño transversal generalizado a x500

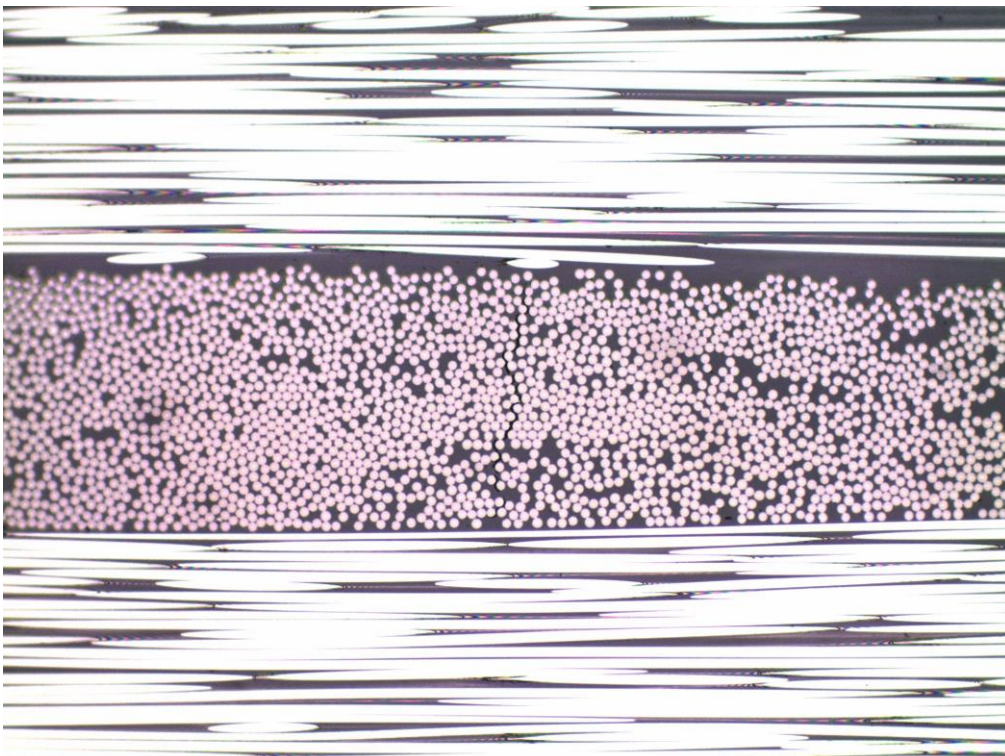


Figura 4-109: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado a x200



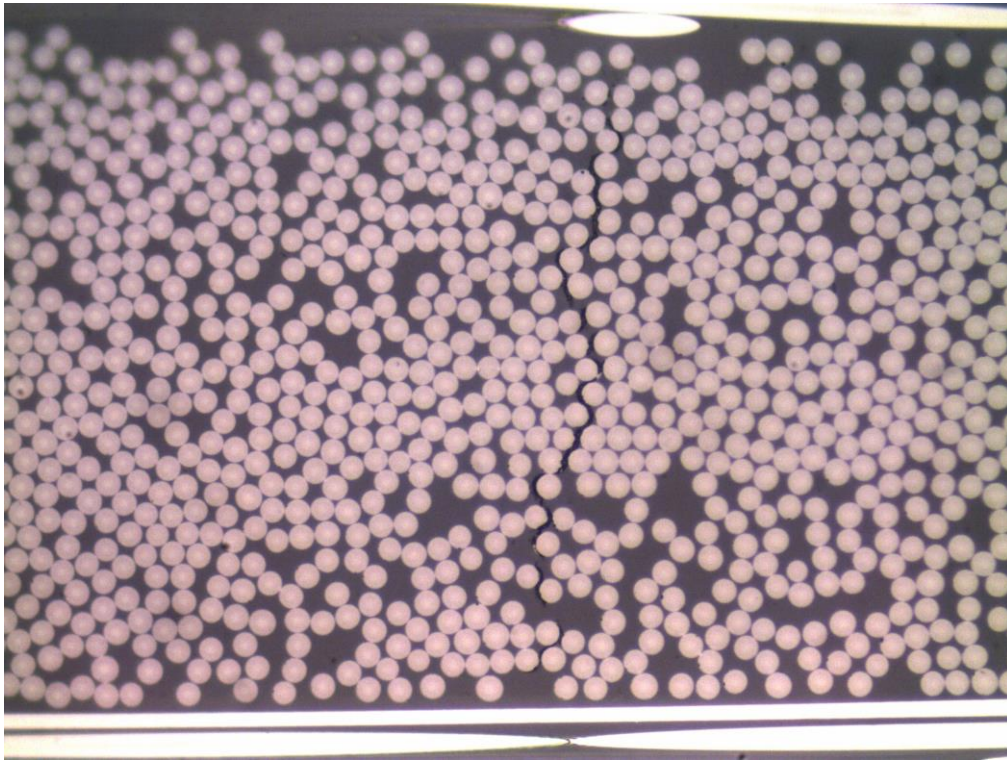


Figura 4-110: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado a x500 (cont.)

A continuación veremos que no siempre serán daños perfectamente conectados pero que buscan su unión, a veces haciendo uso del mecanismo conocido como kinking, y que podemos ver en la Figura 4-111.

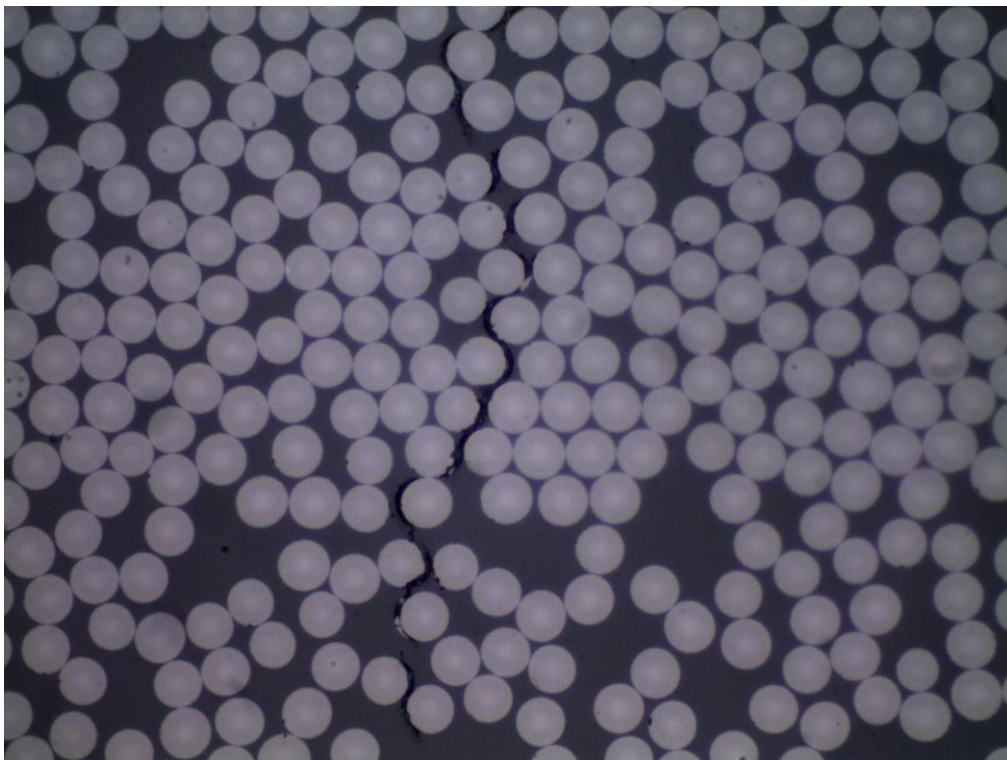


Figura 4-111: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado a x1000 (cont.2)



También merece la pena comentar que no todo el daño apreciable en un *daño transversal generalizado* presentará una gran magnitud y extensión. A veces, este estará formado además por daños que podrían ser englobados dentro de las categorías de *despegues aislados o despegues continuos*, si bien el conjunto de todo da como resultado el *daño transversal generalizado* en cuestión. Ejemplo de ello es lo que vemos en las imágenes de la Figura 4-112 a la Figura 4-114.

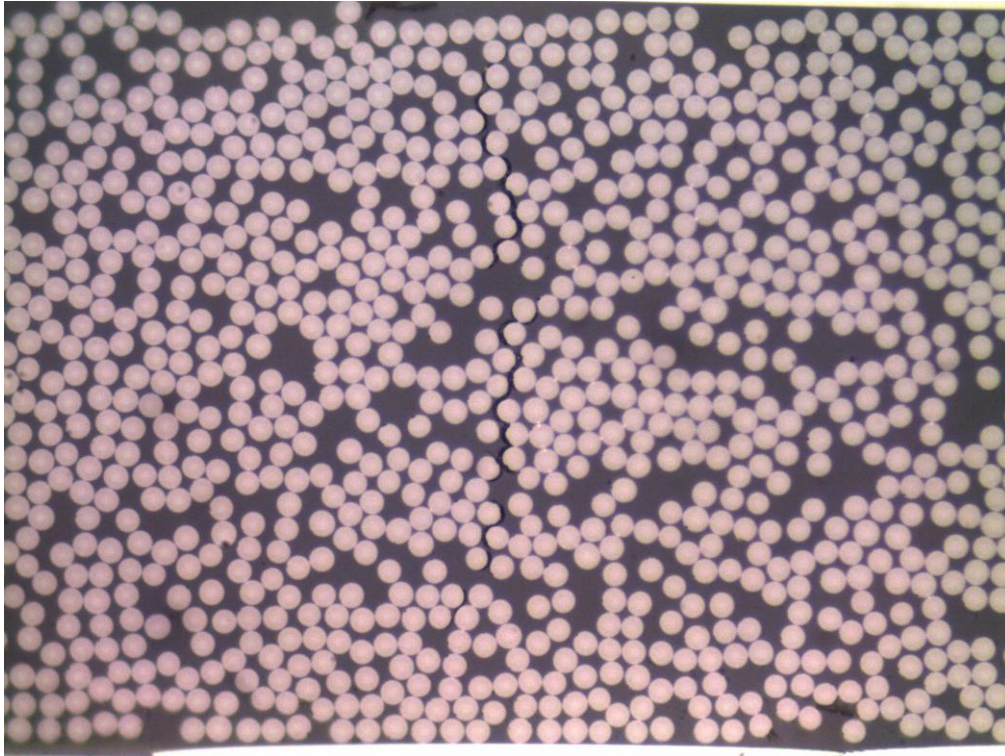


Figura 4-112: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado

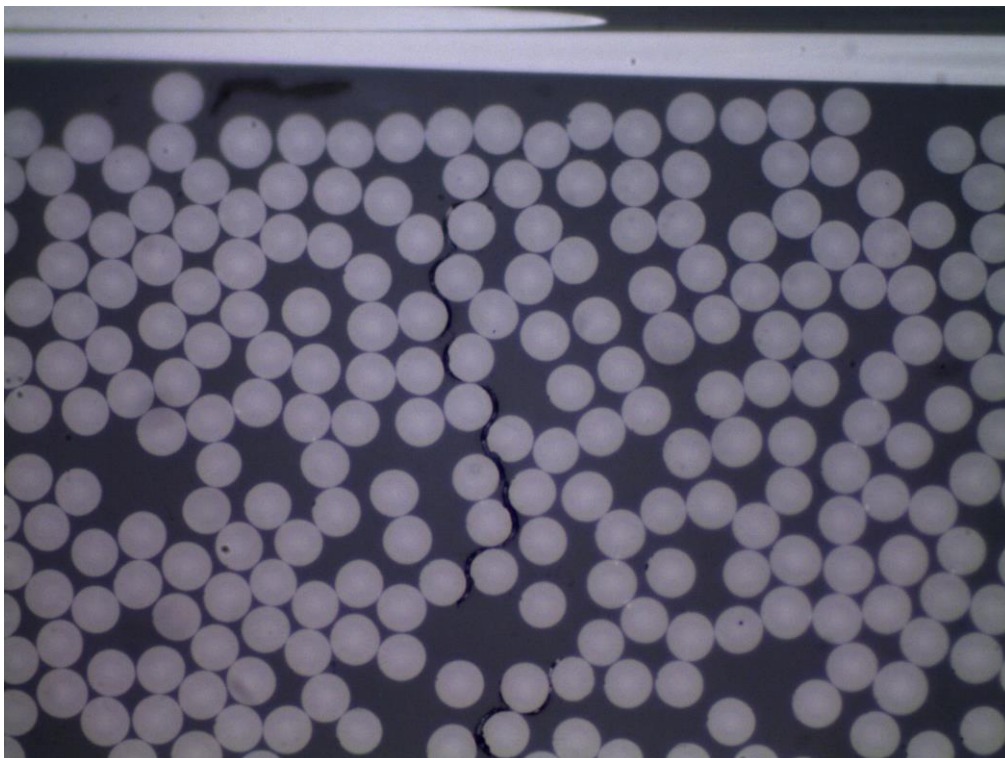


Figura 4-113: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado

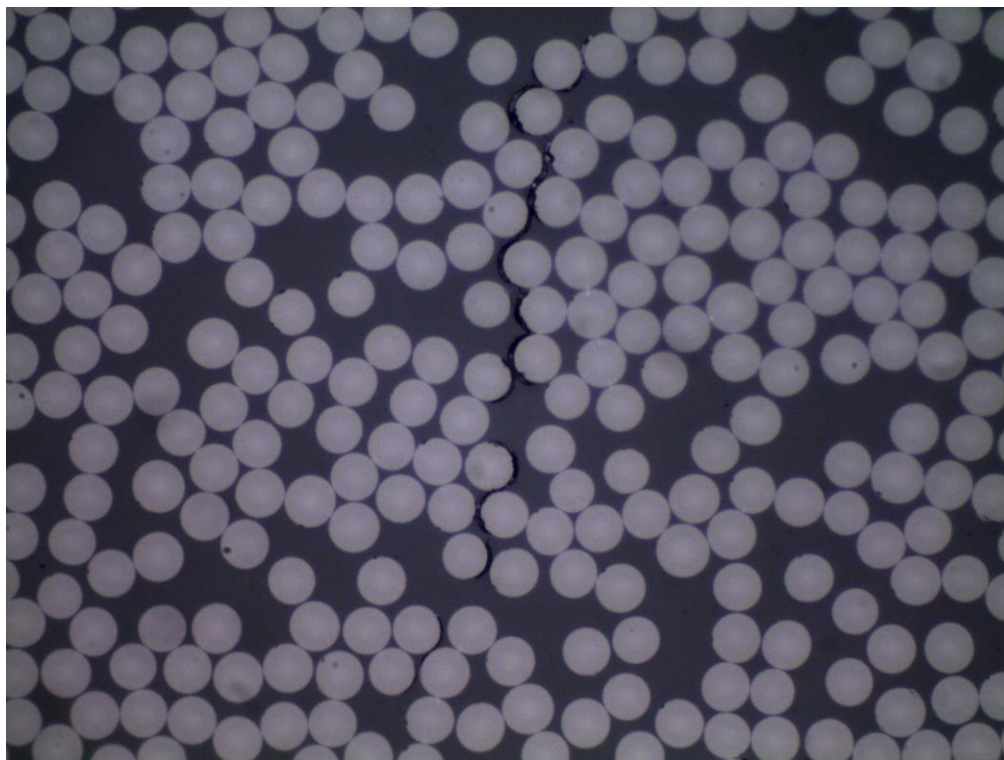


Figura 4-114: 90-13-pieza 2, daño transversal generalizado

Finalmente, se han incluido daños considerados como *daños transversales generalizados* pero que están muy cerca de poder ser *grietas transversales*. Estamos ante daños que abarcan casi la totalidad de las láminas a  $90^\circ$ , aproximándose a la interfase de estas con las láminas a  $0^\circ$ , pero que, como podemos ver en la Figura 4-116 y en la Figura 4-118, son daños que no están completamente conectados y por tanto, enmarcados dentro de esta categoría.

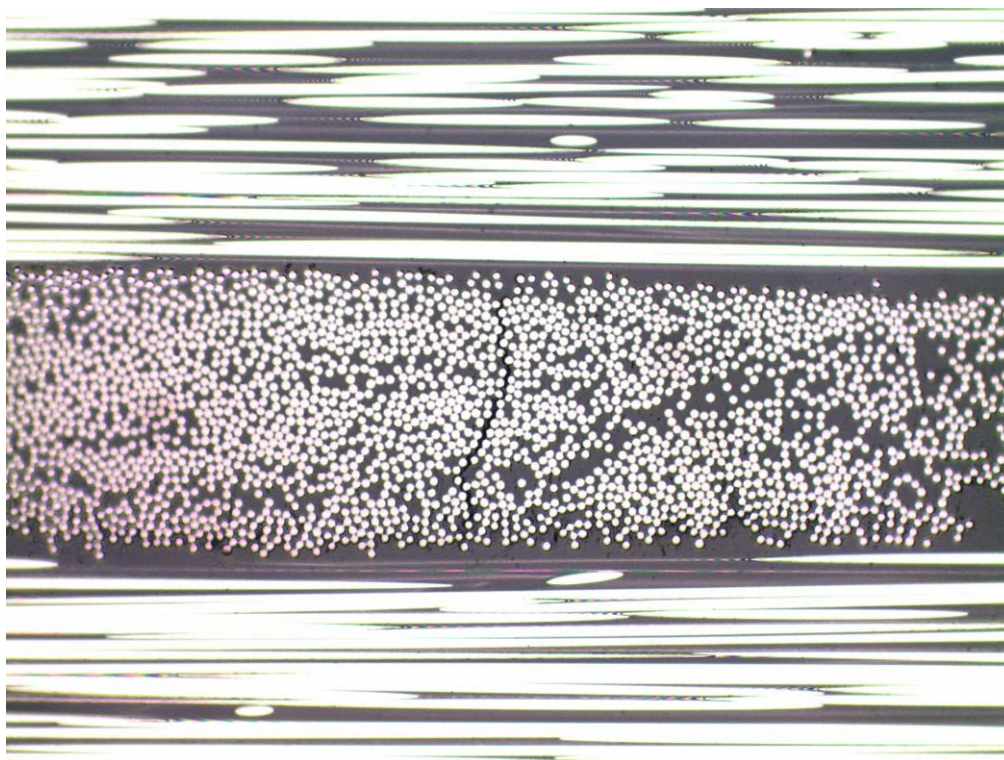


Figura 4-115: 90-13-pieza 4, daño transversal generalizado a x200



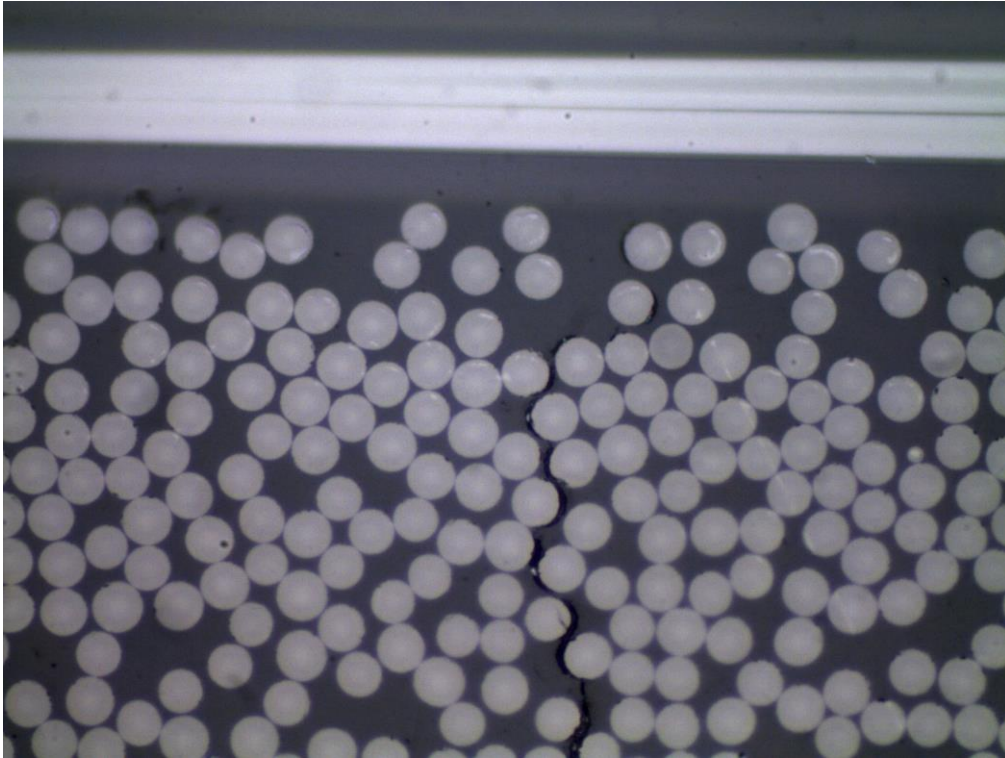


Figura 4-116: 90-13-pieza 4, daño transversal generalizado a x1000 (cont.)

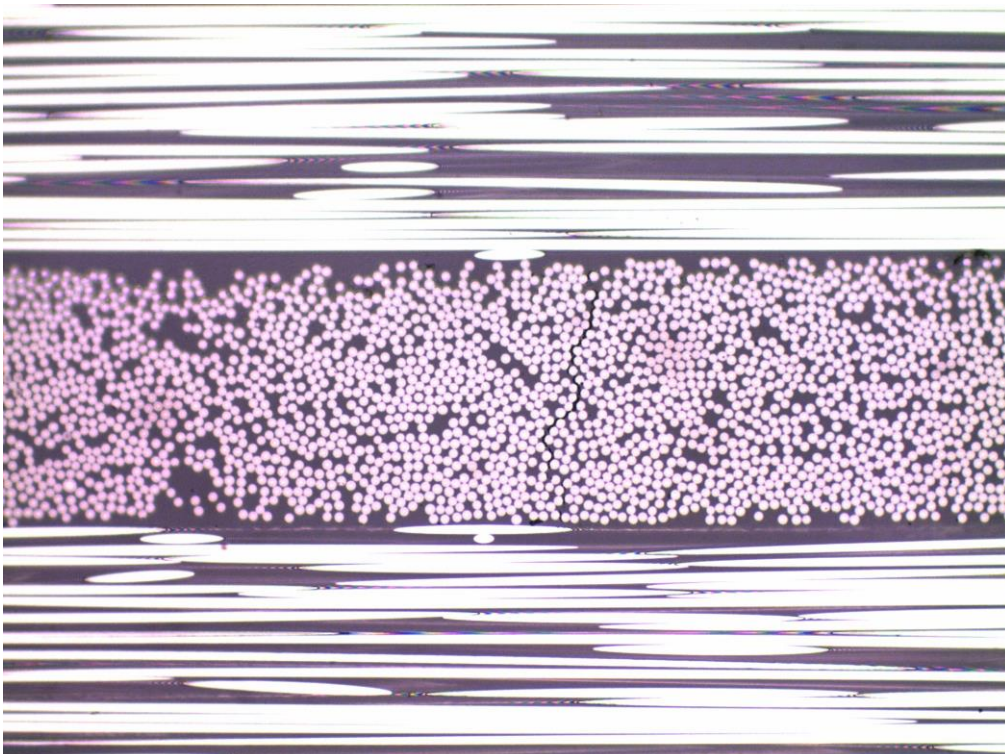


Figura 4-117: 90-13-pieza 5, daño transversal generalizado a x200

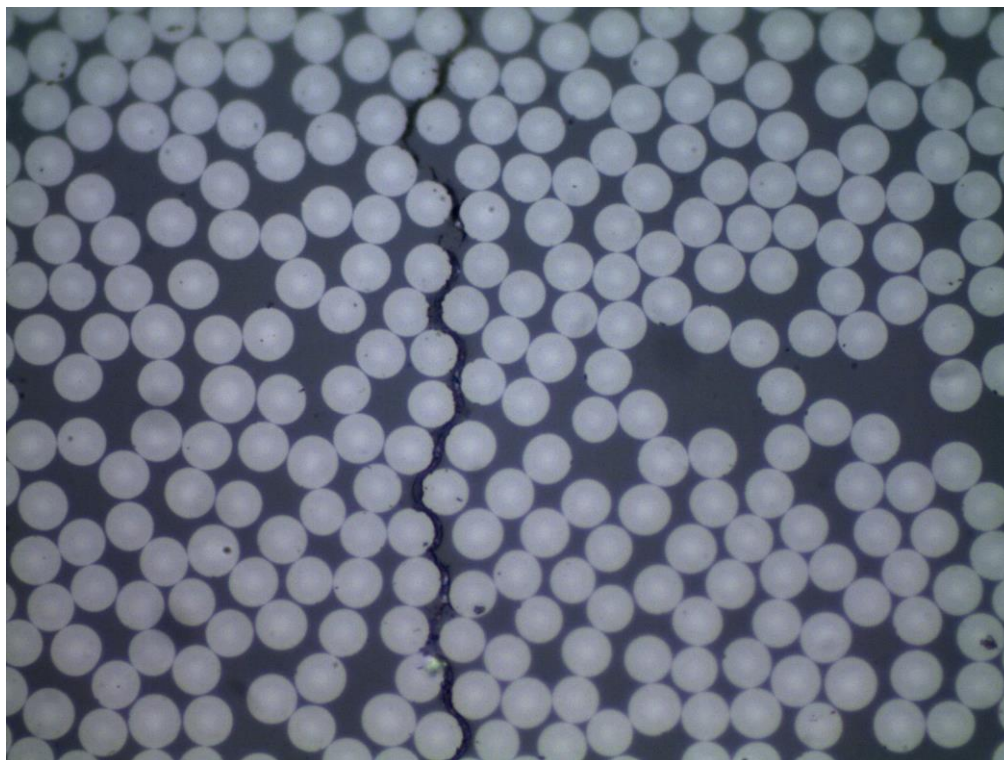


Figura 4-118: 90-13-pieza 5, daño transversal generalizado a x1000

#### Estudio sobre el laminado de 90<sub>4</sub>

En primer lugar, vemos en las imágenes de la Figura 4-119 a la Figura 4-121 cómo el *daño transversal generalizado* en el laminado de 90<sub>4</sub> es equivalente, en cuanto a magnitud y extensión se refiere, al daño encontrado en el laminado de 90. También podemos ver que siguen el mismo comportamiento que seguían en el laminado de 90, ya sea por poder estar formados por *despegues continuos* o *despegues aislados* que buscan su unión o por poder presentar mecanismos de kinking, vemos que la respuesta es análoga al apartado anterior.

Además es destacable la localización en la que podemos encontrar el daño. En este tipo de laminados donde la capa de 90° está formada por 4 láminas, pueden ser perfectamente distinguibles las zonas de transición entre una lámina de 90° y la siguiente, ya que presentan caminos ricos en matriz entre lámina y lámina. Conocedores de esto, observamos que la tendencia general es que el *daño transversal generalizado* se localice en medio de las láminas de 90° y no en la interfase entre estas, siendo una excepción el daño observado en la Figura 4-122 donde uno de los daños sí que ha abarcado algo más que la anchura de una lámina (es el *daño transversal generalizado* más grande encontrado en nuestras probetas ensayadas). Tras este comportamiento, volvemos a la idea de que zonas ricas en matriz influyen en la propagación del daño transversal a través de las láminas a 90°, actuando como retenedores (como veíamos en la Figura 4-108) ya que no llega a romperse la matriz.

En esta línea, podemos ver en la Figura 4-119 los caminos de matriz de separación de láminas a 90° perfectamente marcados, y cómo el *daño transversal generalizado* no se transmite a las láminas a 90° colindantes, localizándose el daño en el medio de una de las mismas.

De cara a posibles preguntas futuras, sería interesante trabajar con láminas más estrechas que posean zonas ricas en matriz por separación de láminas mucho más estrechas.



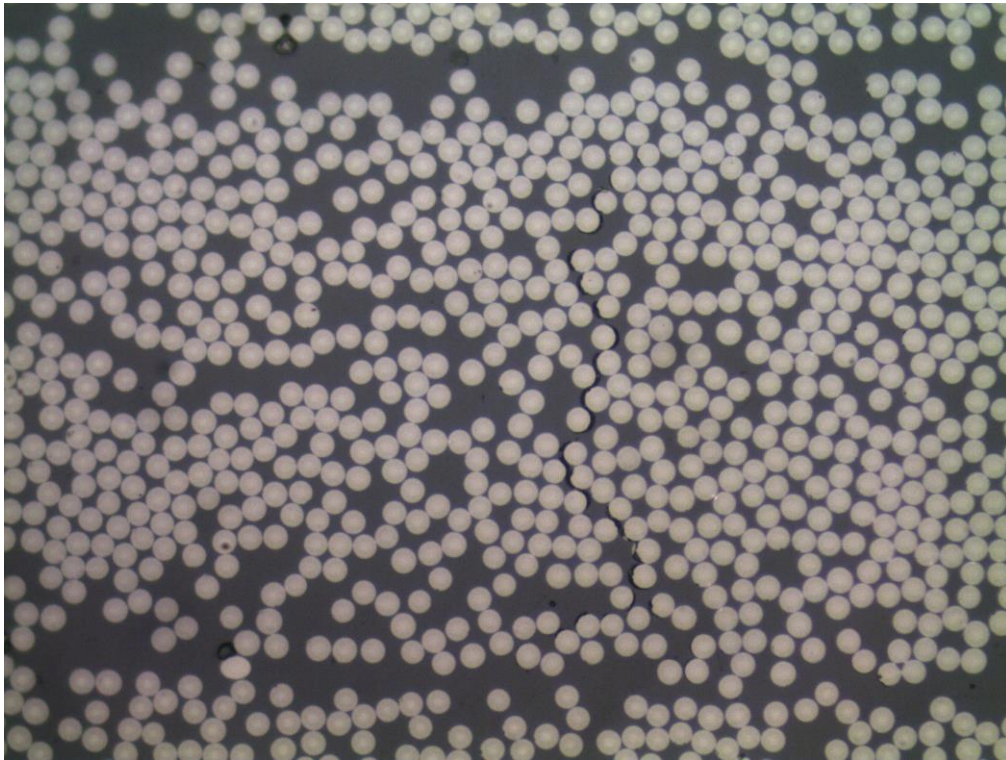


Figura 4-119: 904-15-pieza 7, daño transversal generalizado a x500

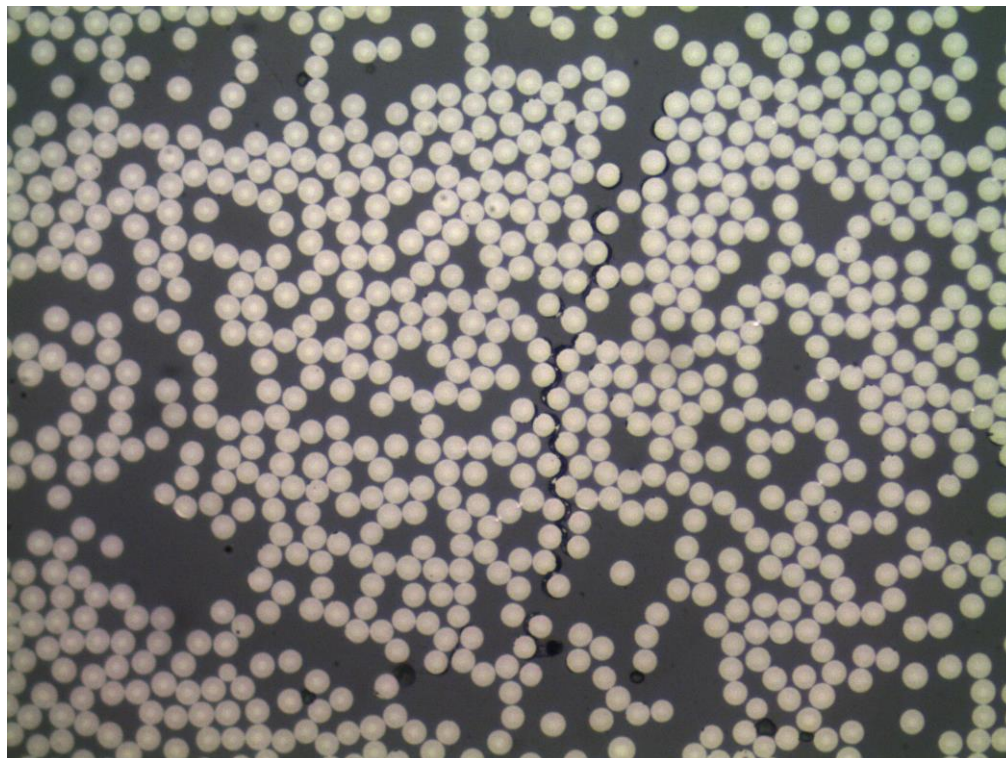


Figura 4-120: 904-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x500

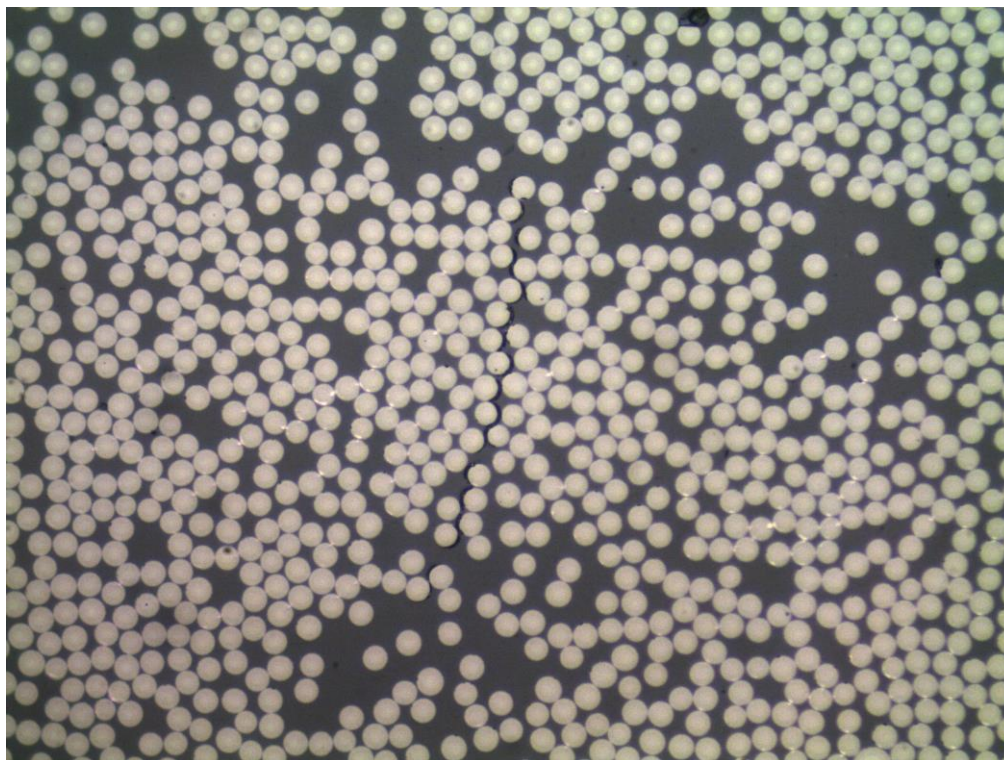


Figura 4-121: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x500

A continuación estudiaremos la extensión del *daño transversal generalizado* en el laminado de 90<sub>4</sub>. Para ello nos hemos centrado en el daño que aparece en las imágenes de la Figura 4-122 a la Figura 4-127, donde vemos el mayor *daño transversal generalizado* que hemos encontrado en el laminado de 90<sub>4</sub>. Para observar la extensión del mismo, hemos incluido un par de imágenes a x200 (Figura 4-122 y Figura 4-123) donde podemos ver perfectamente los caminos de matriz de separación de las láminas a 90°, y el papel que el *daño transversal generalizado* ocupa en ellos.

Tenemos que destacar un par de cosas. La primera es que si bien el primero de los dos daños que encontramos en estas imágenes se extiende más allá de la anchura habitual máxima (una lámina), éste lo hace por una zona habitada por fibras, como podemos ver en la Figura 4-127 en profundidad, lo que deja abierta la pregunta de si la extensión fuera de la tendencia general de este daño es debido a eso o no.

El segundo punto a destacar reside en la cercanía de los dos daños que observamos en la Figura 4-123, separados completamente por una lámina a 90° pero relativamente orientados en una misma vertical. Cabe pensar que su unión hubiera sido posible si hubiéramos seguido aplicando carga en lugar de parar el ensayo, lo que hubiera dado lugar a una *grieta transversal*.



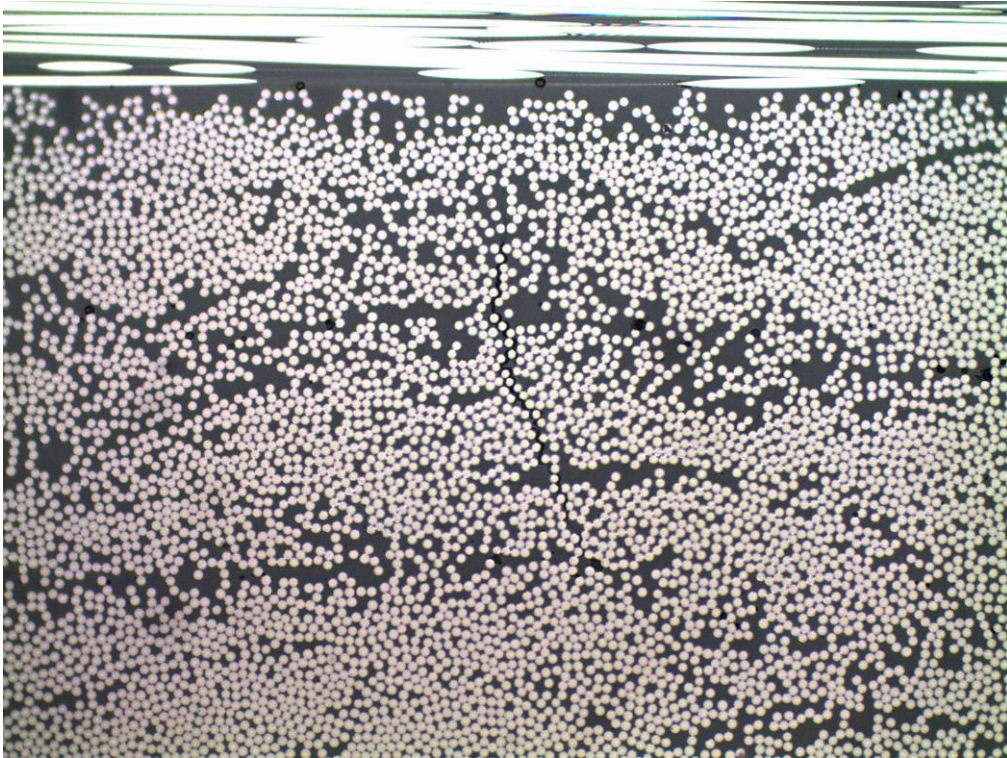


Figura 4-122: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x200

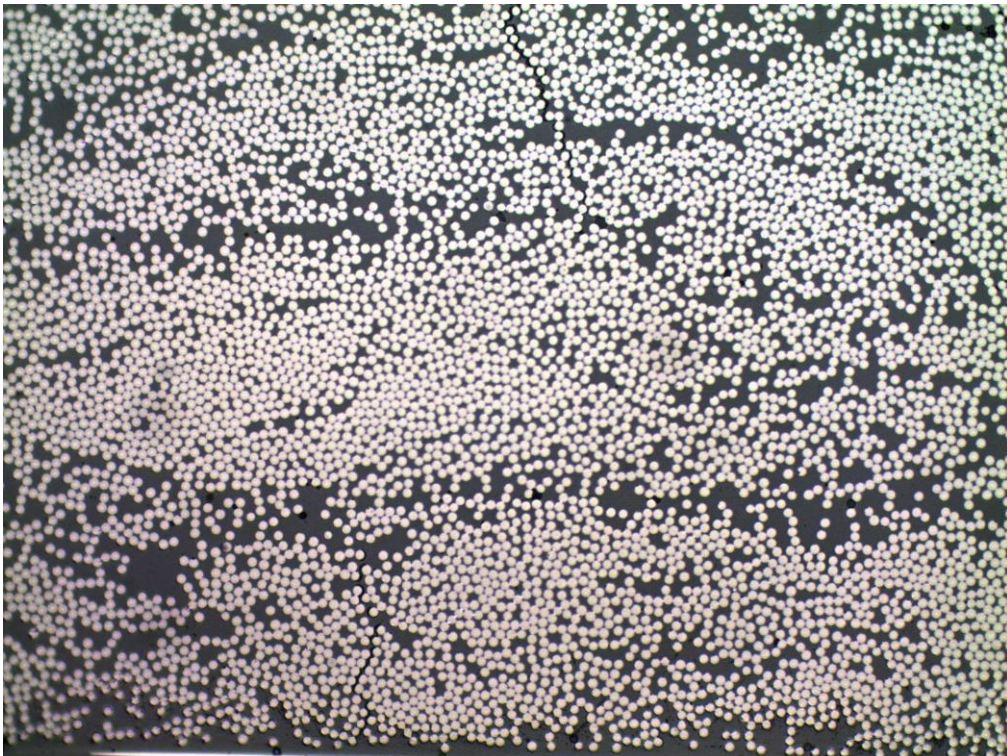


Figura 4-123: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x200 (cont.)



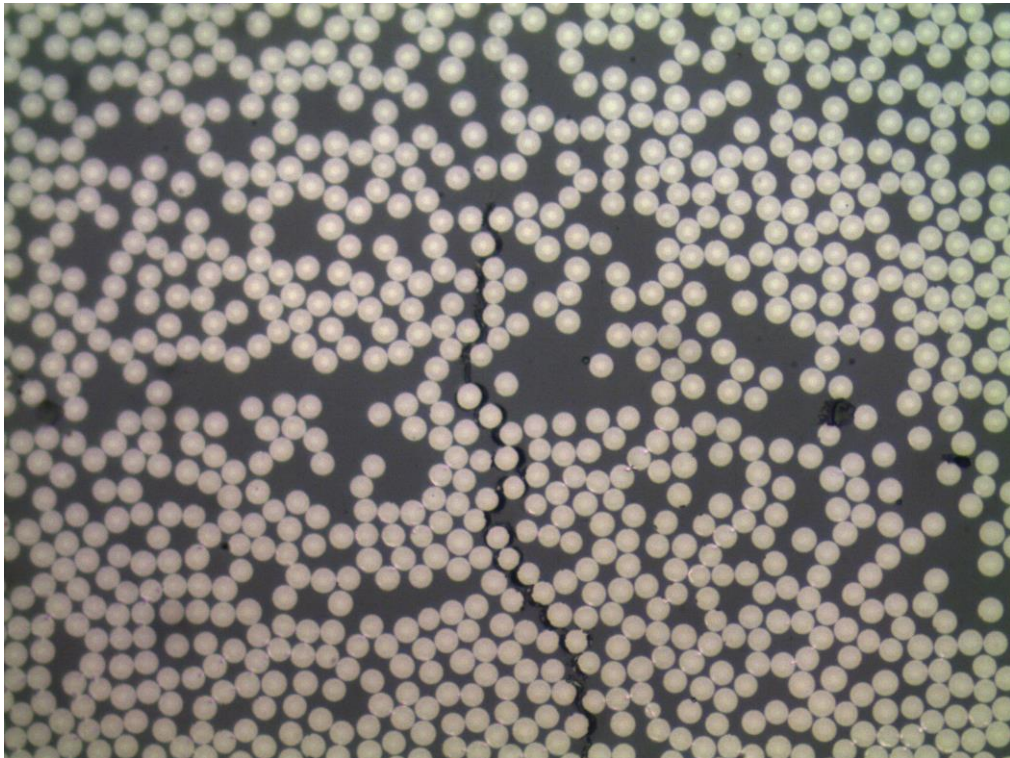


Figura 4-124: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x500 (cont.2)

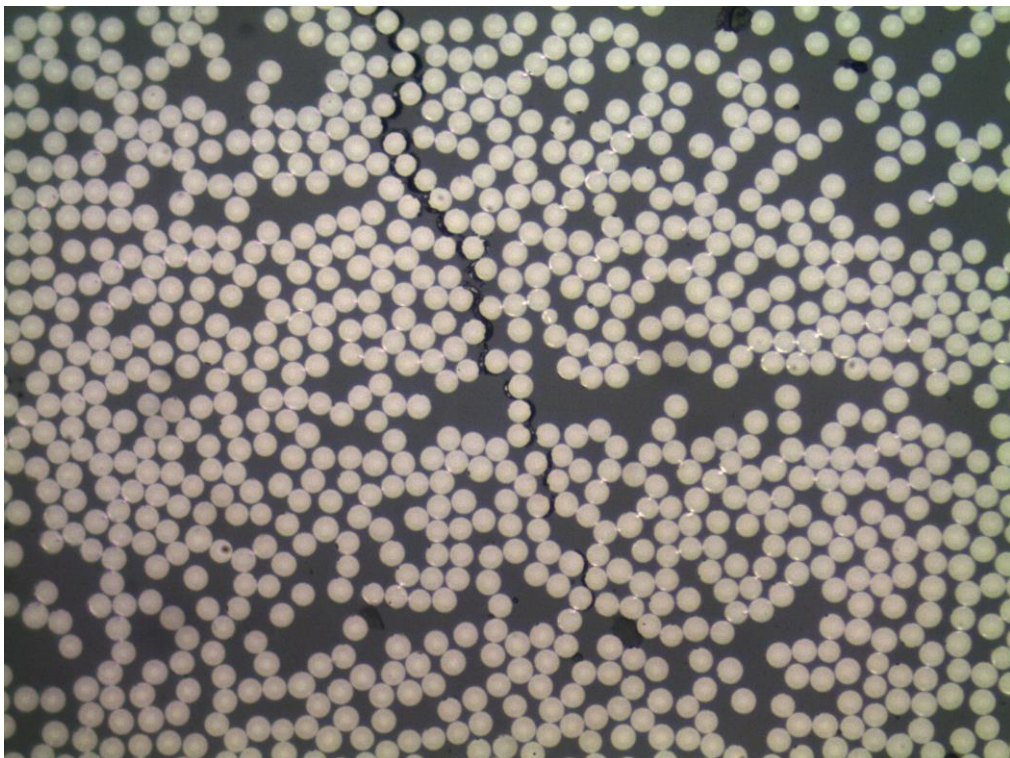


Figura 4-125: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x500 (cont.3)



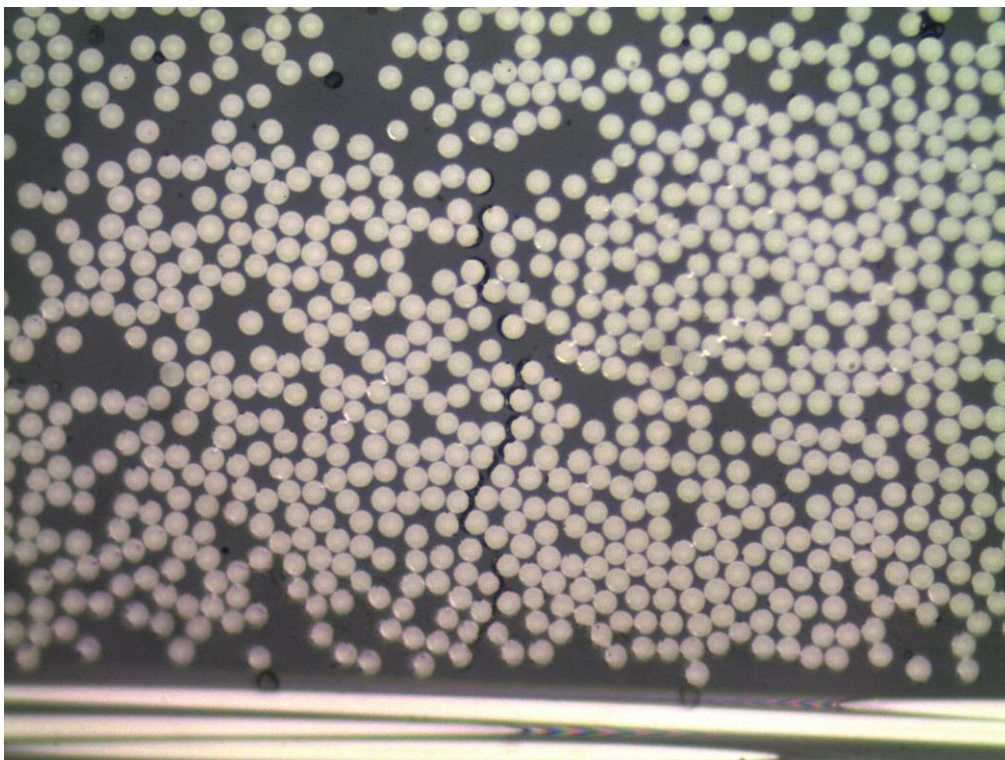


Figura 4-126: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x500 (cont.4)

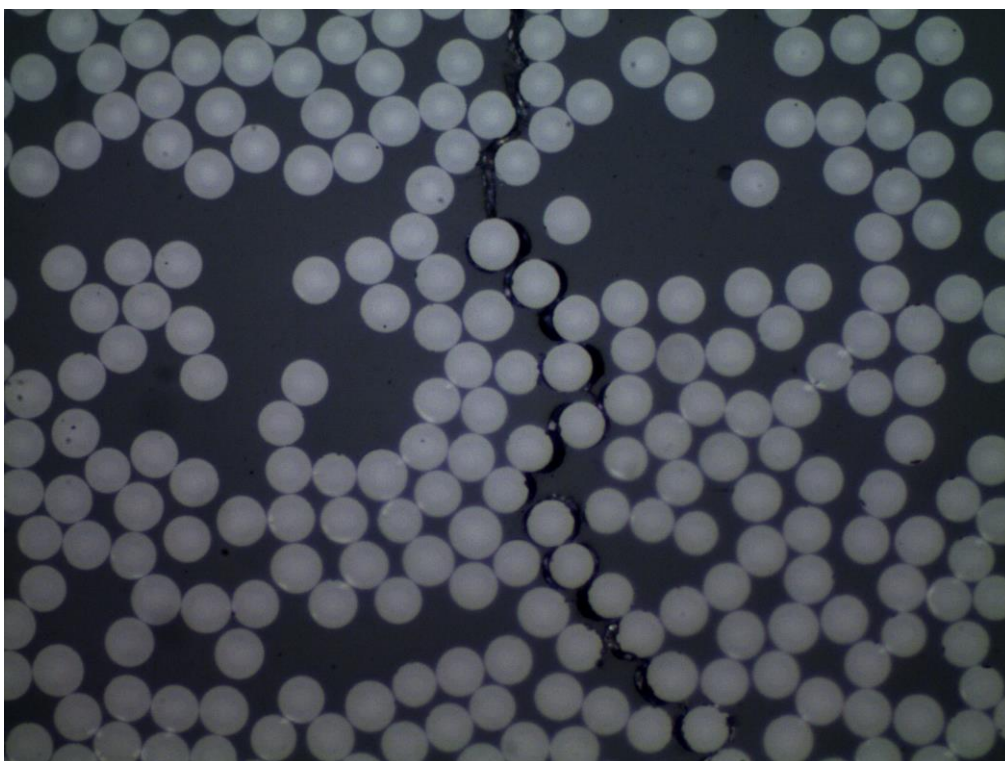


Figura 4-127: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño transversal generalizado a x1000 (cont.5)

#### 4.4.1.4 Grieta transversal

En este apartado se mostrarán los resultados obtenidos para una *grieta transversal*, ilustrados en las imágenes de la Figura 4-128 a la Figura 4-137. De todos los ensayos realizados en este análisis, sólo se han encontrado dos grietas transversales como tal, y ambas pertenecientes a los laminados de 90°, (una en la probeta 16 y otra en la probeta 17 concretamente).

En las imágenes incluidas a continuación podemos ver, en primer lugar, ambas grietas en su totalidad a un aumento de x200 (Figura 4-128, Figura 4-129, Figura 4-133 y Figura 4-134), seguidas de una imagen a x500 de cada una, con el objetivo de visualizar el daño totalmente conectado a través de la grieta (Figura 4-130 y Figura 4-135), así como la magnitud del mismo (la separación cada vez mayor de la fibra-matriz); y finalmente, incluidas un par de imágenes de los extremos de cada grieta a x1000, superior e inferior, con el objetivo de ver cómo el daño ha llegado hasta la interfase de las láminas de 0°-90°, pudiendo éste extenderse de forma paralela a las fibras de 0° al llegar a la interfase (Figura 4-131, Figura 4-132, Figura 4-136 y Figura 4-137), hablamos de delaminaciones.

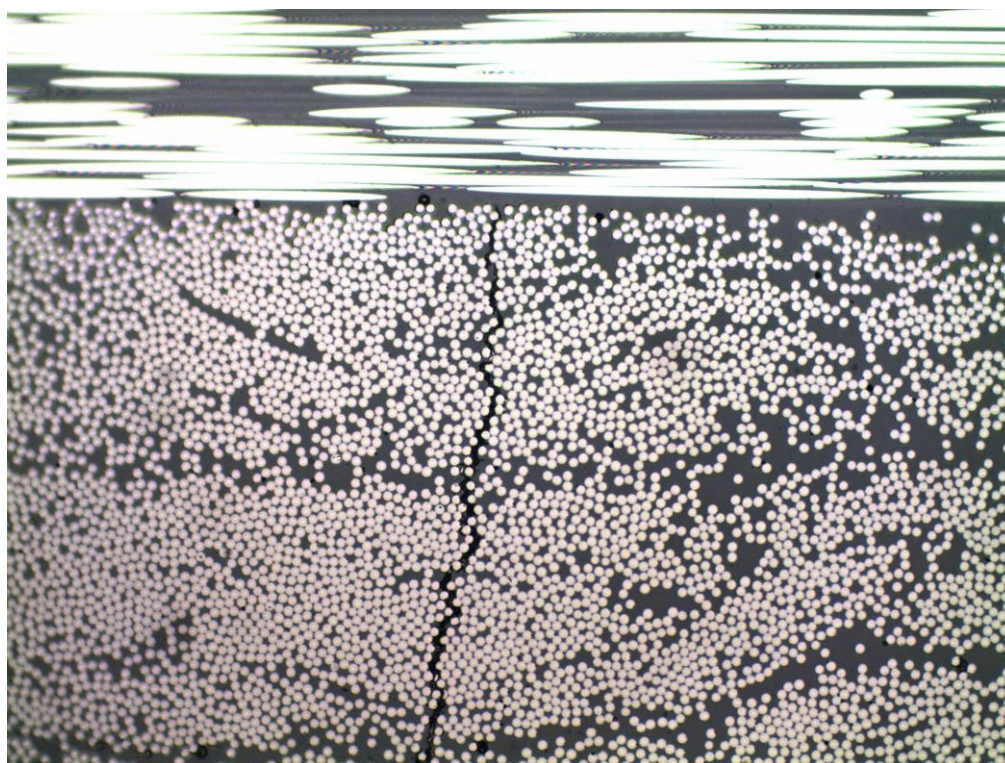


Figura 4-128: 90°-16-pieza 7, grieta transversal a x200



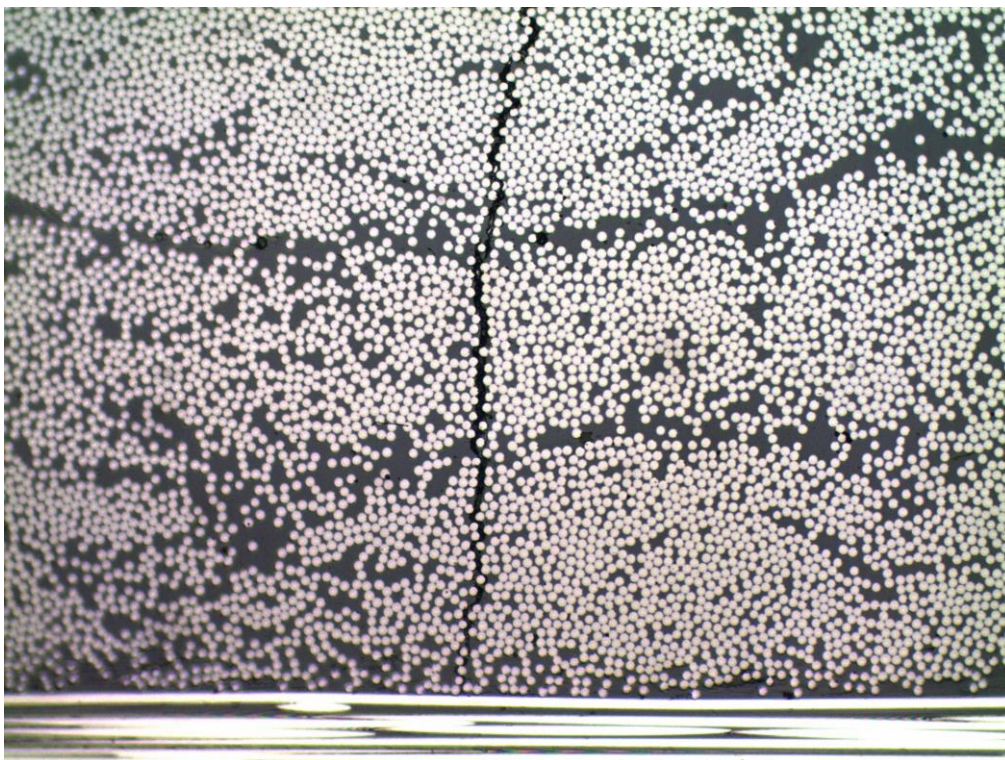


Figura 4-129: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, grieta transversal a x200

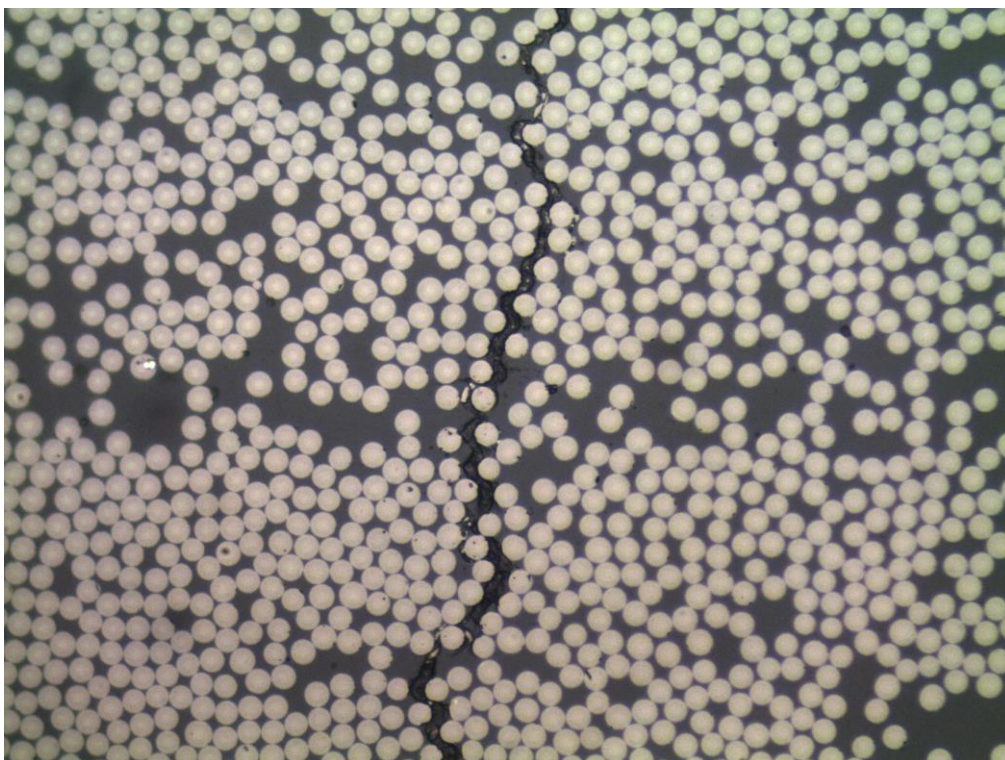


Figura 4-130: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, grieta transversal a x500



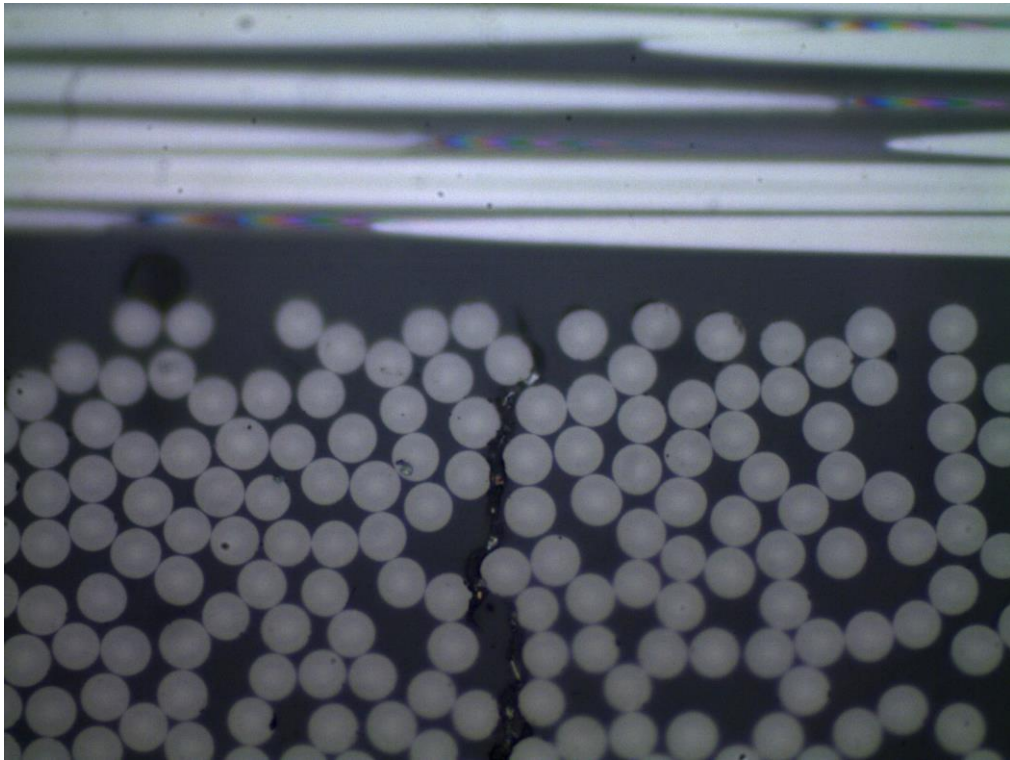


Figura 4-131: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, grieta transversal a x1000

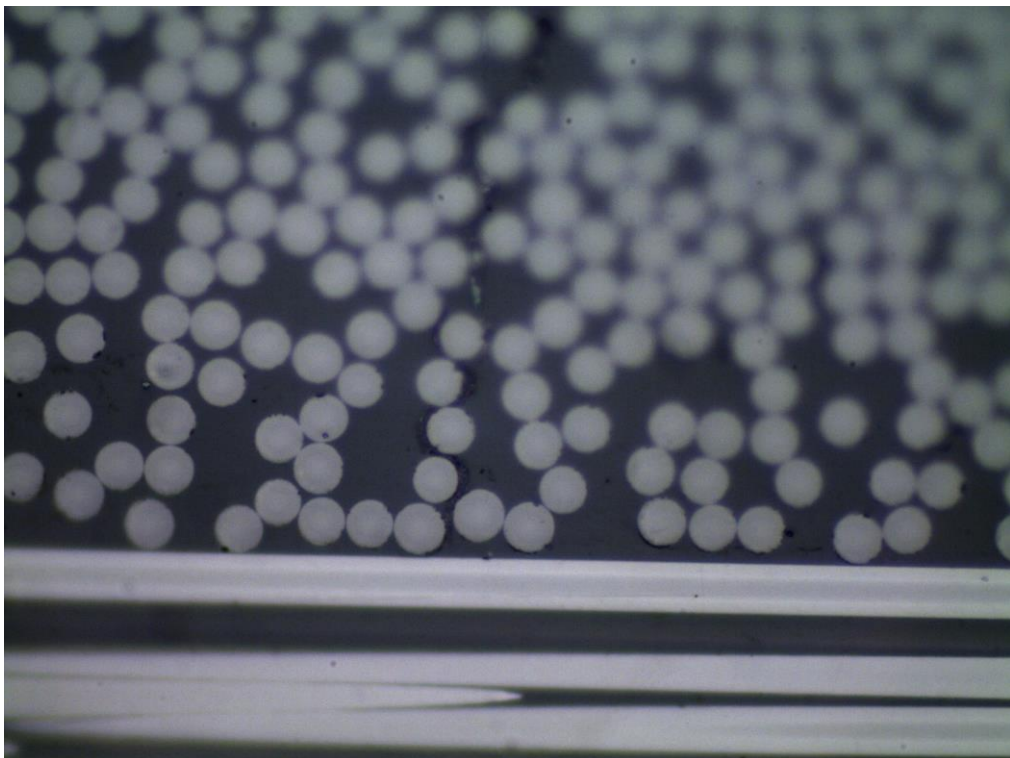


Figura 4-132: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, grieta transversal a x1000



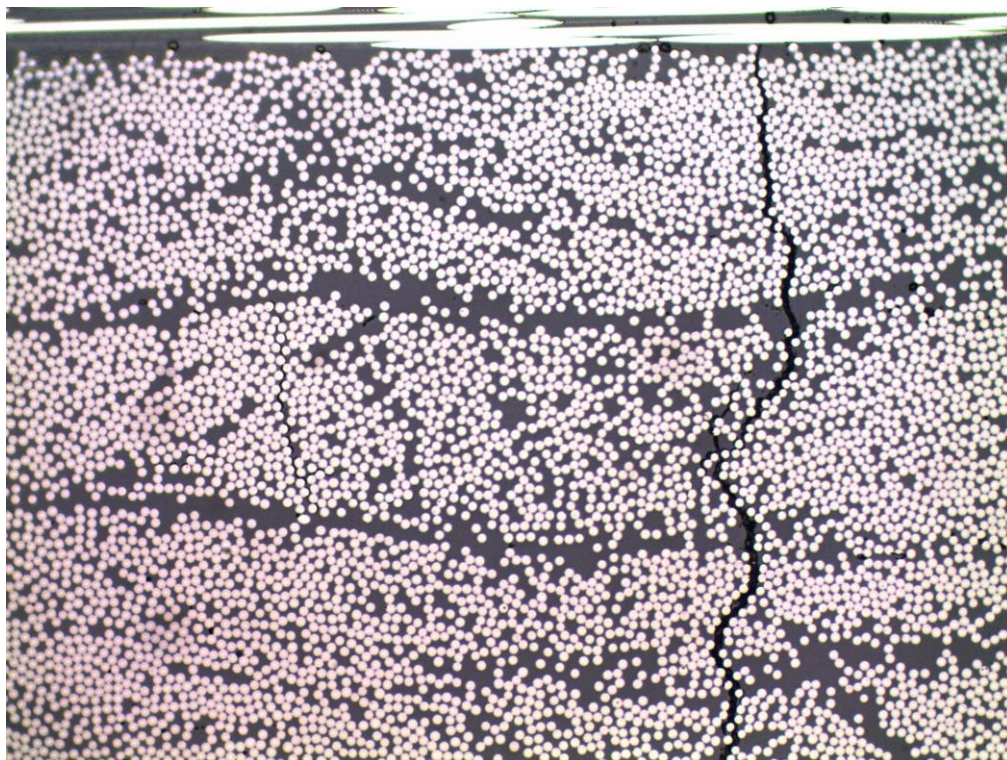


Figura 4-133: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, grieta transversal a x200

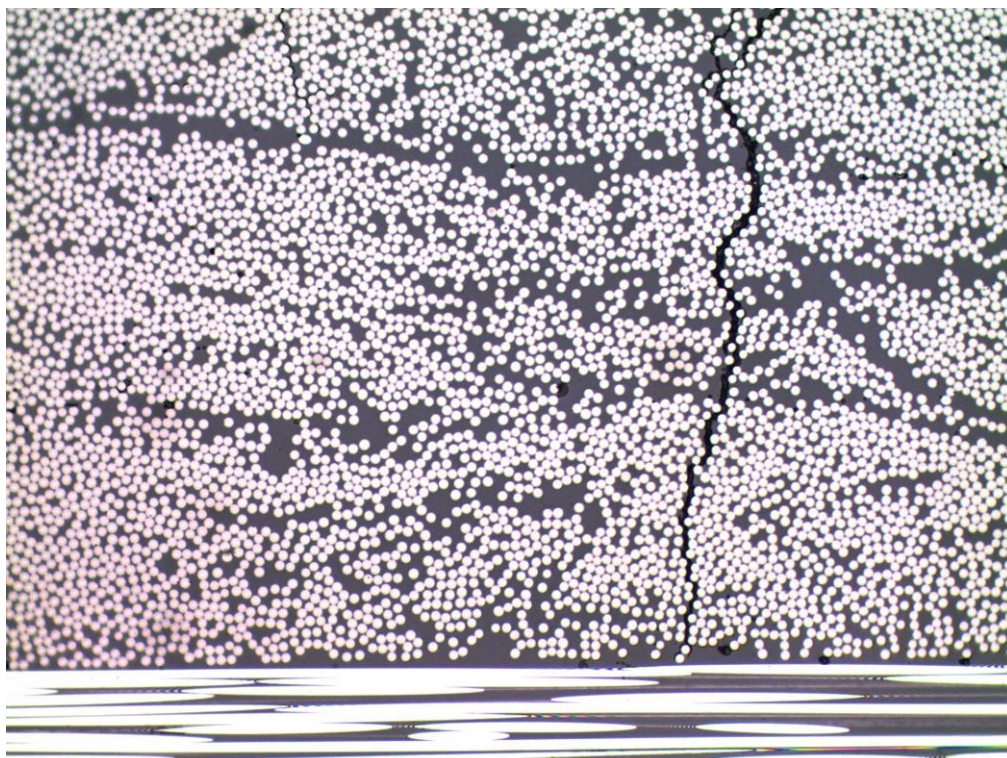


Figura 4-134: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, grieta transversal a x200



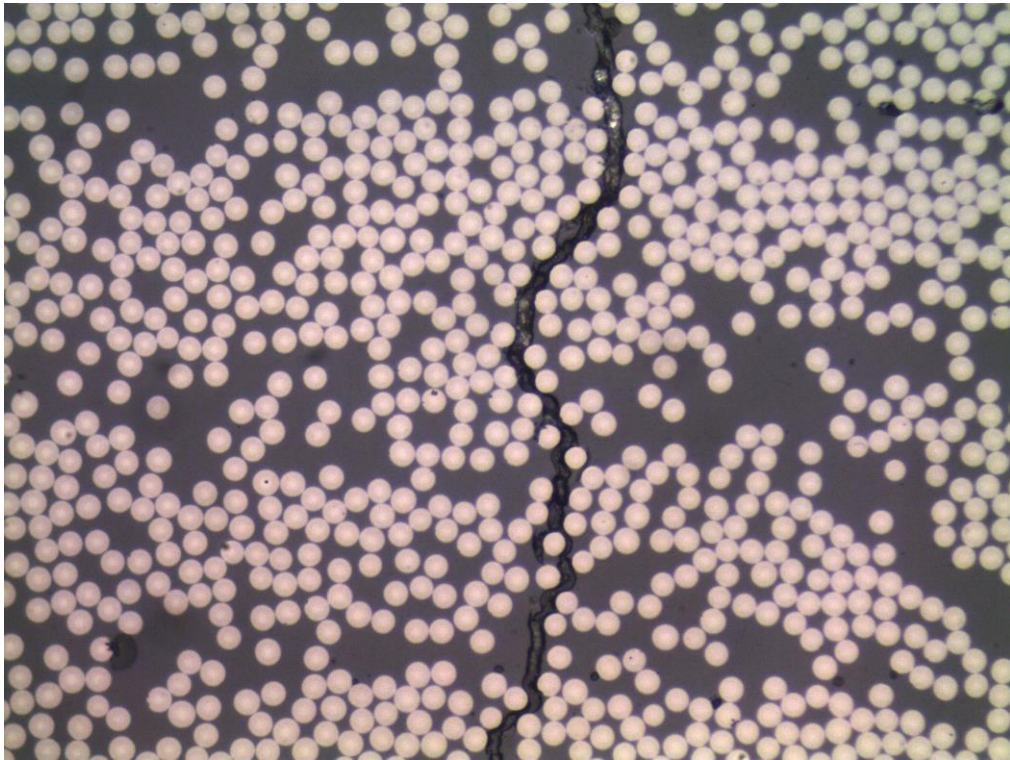


Figura 4-135: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, grieta transversal a x500

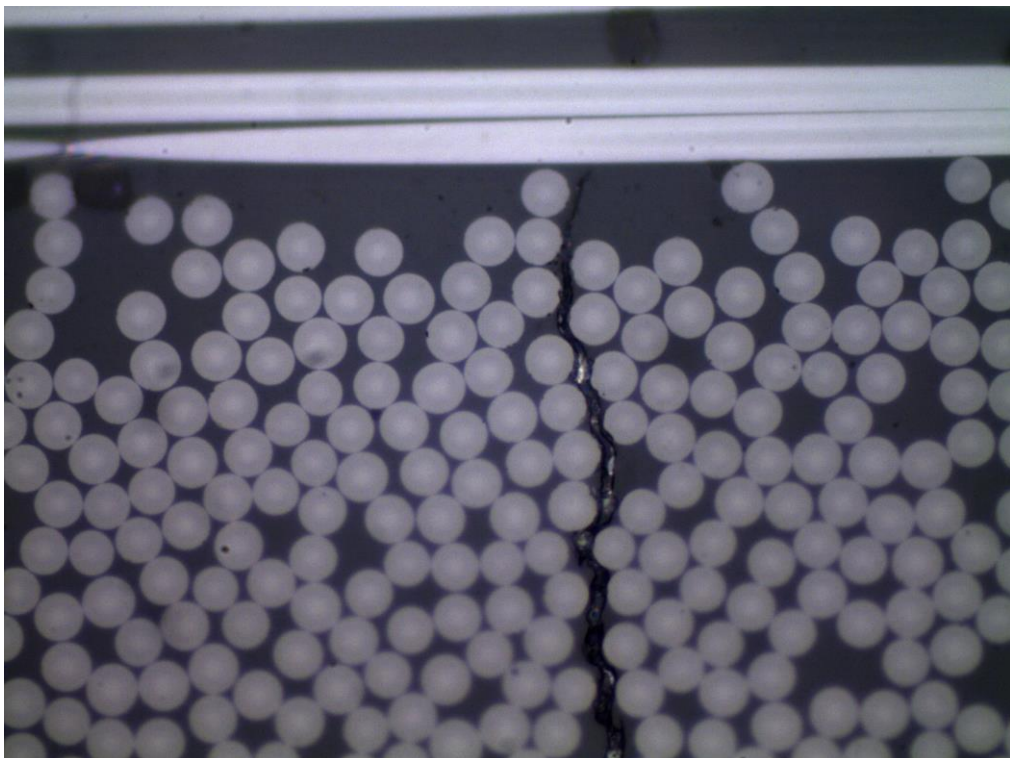


Figura 4-136: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, grieta transversal a x1000

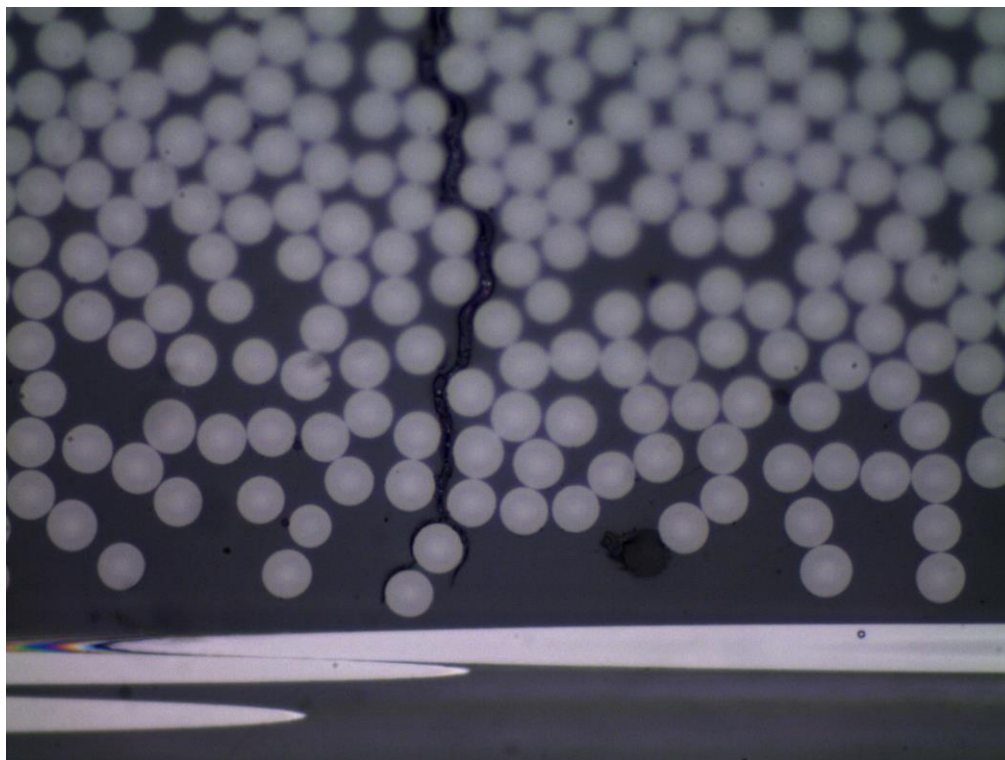


Figura 4-137: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, grieta transversal a x1000

#### 4.4.1.5 Daño longitudinal

En el siguiente apartado estudiaremos un comportamiento no esperado pero obtenido tras los ensayos realizados, este es el *daño longitudinal*. De acuerdo a la disposición de las fibras en las probetas y a la dirección de la carga aplicada, el comportamiento esperado es la aparición de daño en la dirección perpendicular de la carga en la zona de las fibras que también se hayan perpendiculares a la dirección de aplicación de la carga. Sin embargo, se ha observado cómo se han producido daños en la misma dirección de aplicación de la carga en esa misma zona (las láminas a 90°), es decir, se han producido *daños longitudinales*, a lo largo de las probetas, y que serán expuestos a continuación.

Algunos de los resultados obtenidos se han incluido a continuación (ilustraciones de la Figura 4-138 a la Figura 4-149), mostrados de mayor a menor daño, es decir, se mostrará en primer lugar lo que equivaldría a un *daño longitudinal generalizado* (Figura 4-138, Figura 4-139, Figura 4-140, Figura 4-141 y Figura 4-142), prosiguiendo con *despegues continuos longitudinales* (Figura 4-143, Figura 4-144, Figura 4-145 y Figura 4-146) y finalmente incluyendo *despegues aislados longitudinales* (Figura 4-147, Figura 4-148 y Figura 4-149).

Todos los resultados incluidos han sido indistintos tanto para un laminado como para otro, es decir, hemos encontrado este tipo de comportamiento tanto para el laminado de 90 como para el de 90<sub>4</sub>. En uno de los apartados siguientes (Análisis de los resultados) podremos ver una tabla detallada de cada tipo de daño producido en qué pieza y probeta. Será entonces cuando retomemos el daño longitudinal y sus posibles causas.



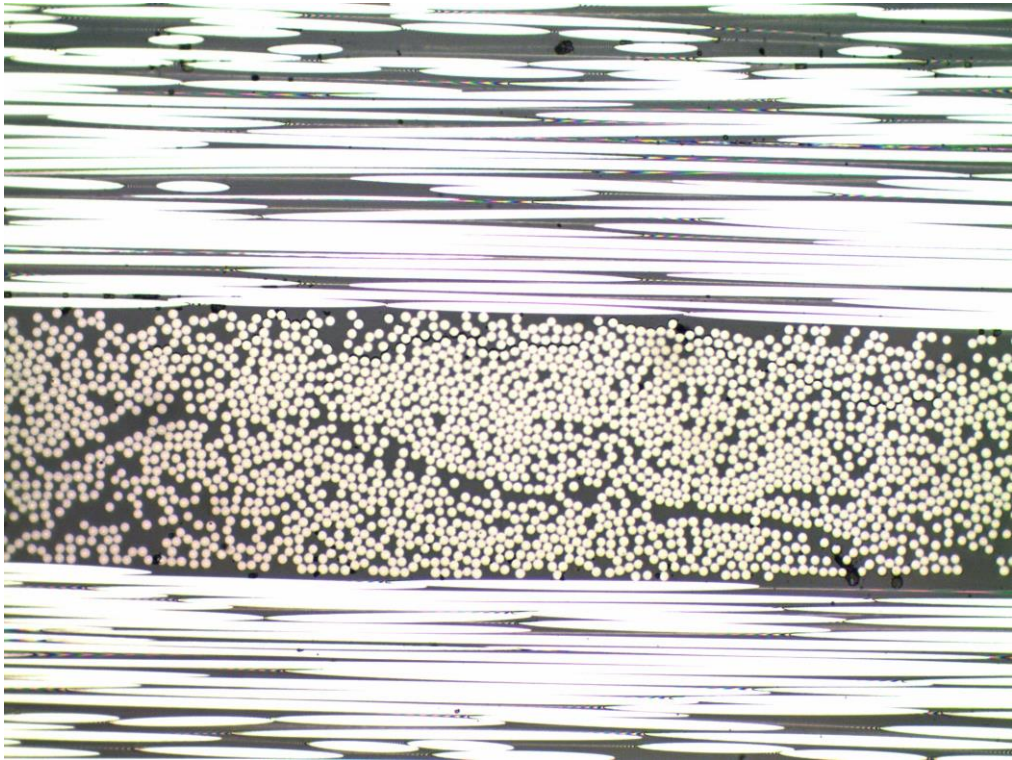


Figura 4-138: 90-1'-pieza 7, daño longitudinal a x200

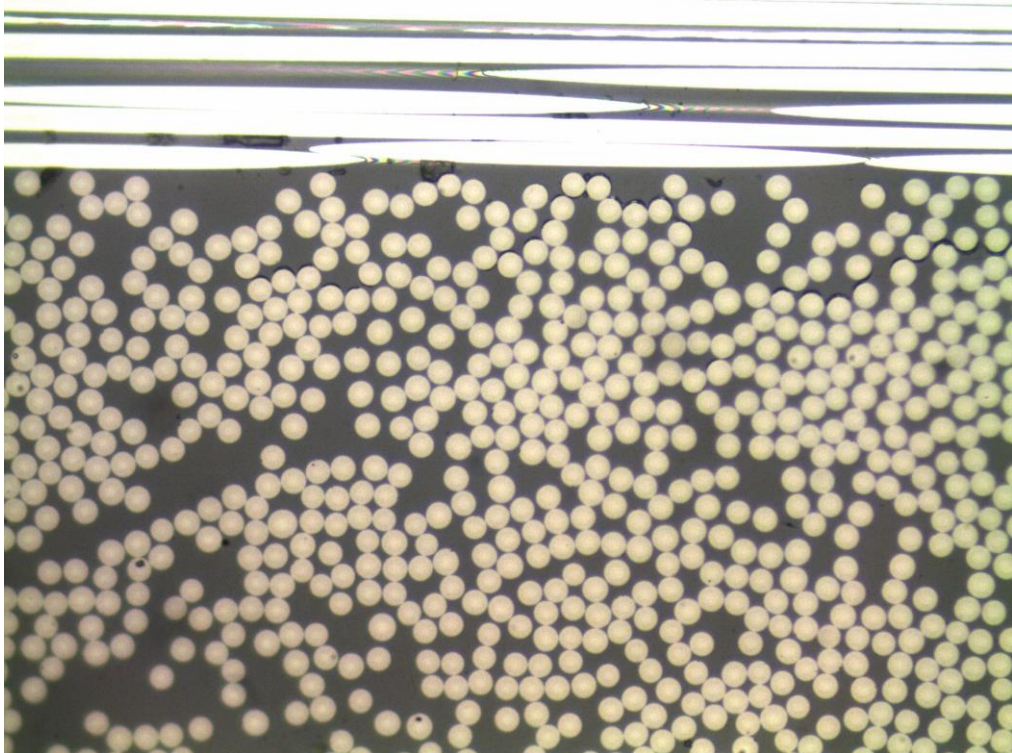


Figura 4-139: 90-1'-pieza 7, daño longitudinal a x500 (cont.)



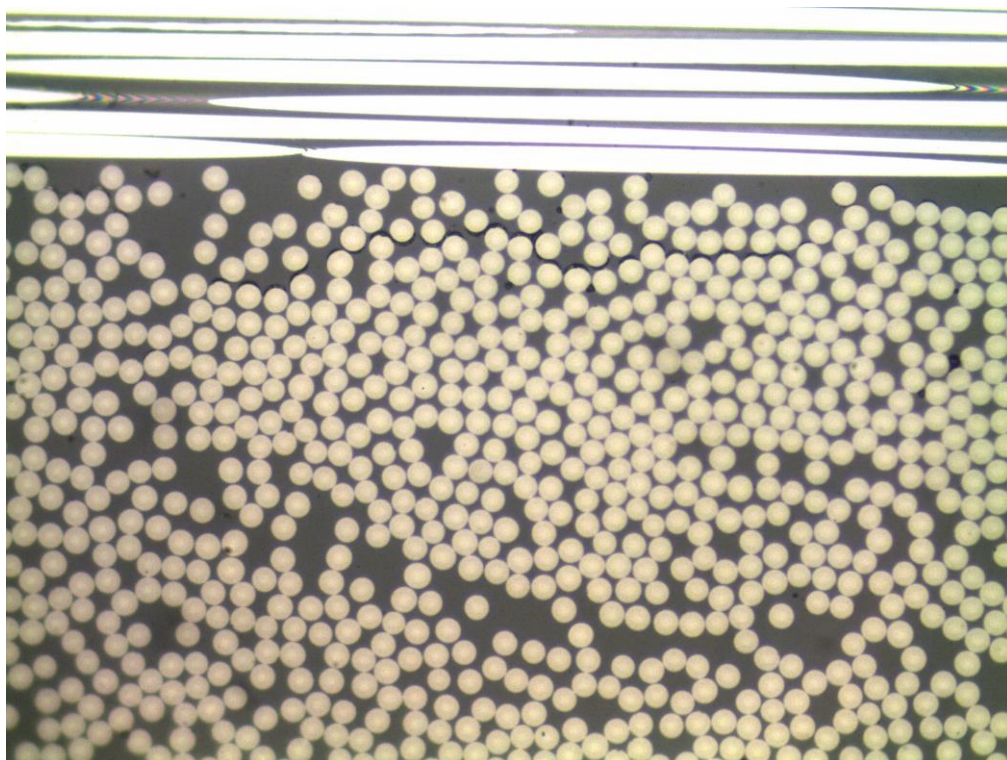


Figura 4-140: 90-1'-pieza 7, daño longitudinal a x500 (cont.2)

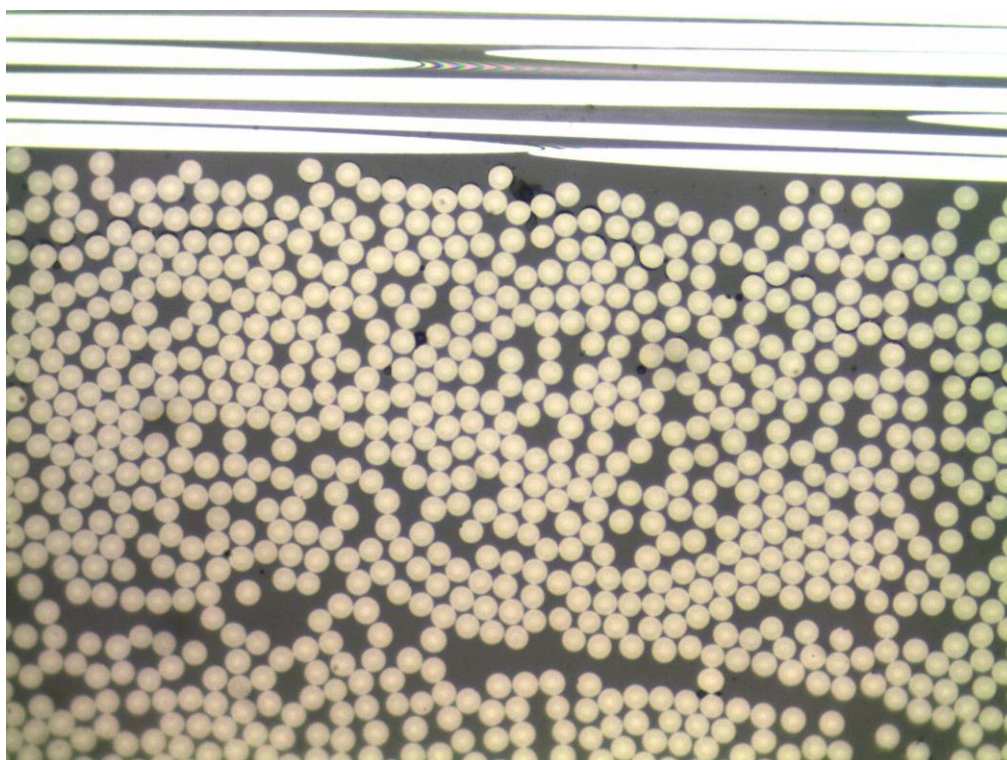


Figura 4-141: 90-1'-pieza7, daño longitudinal a x500 (cont.3)

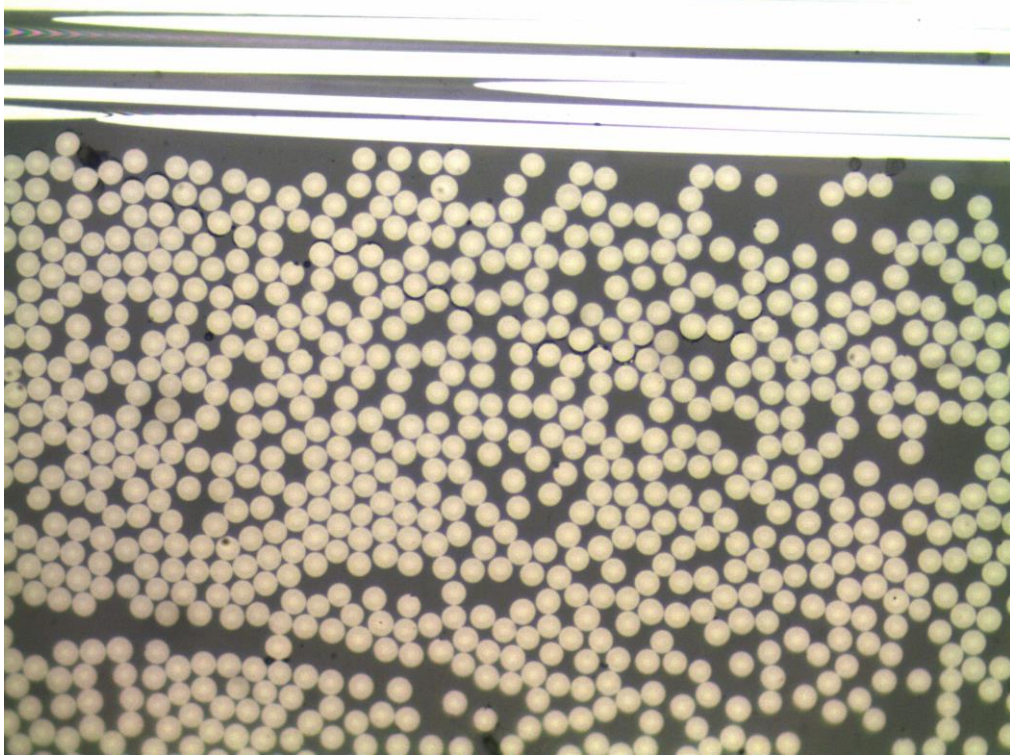


Figura 4-142: 90-1'-pieza 7, daño longitudinal a x500 (cont.4)

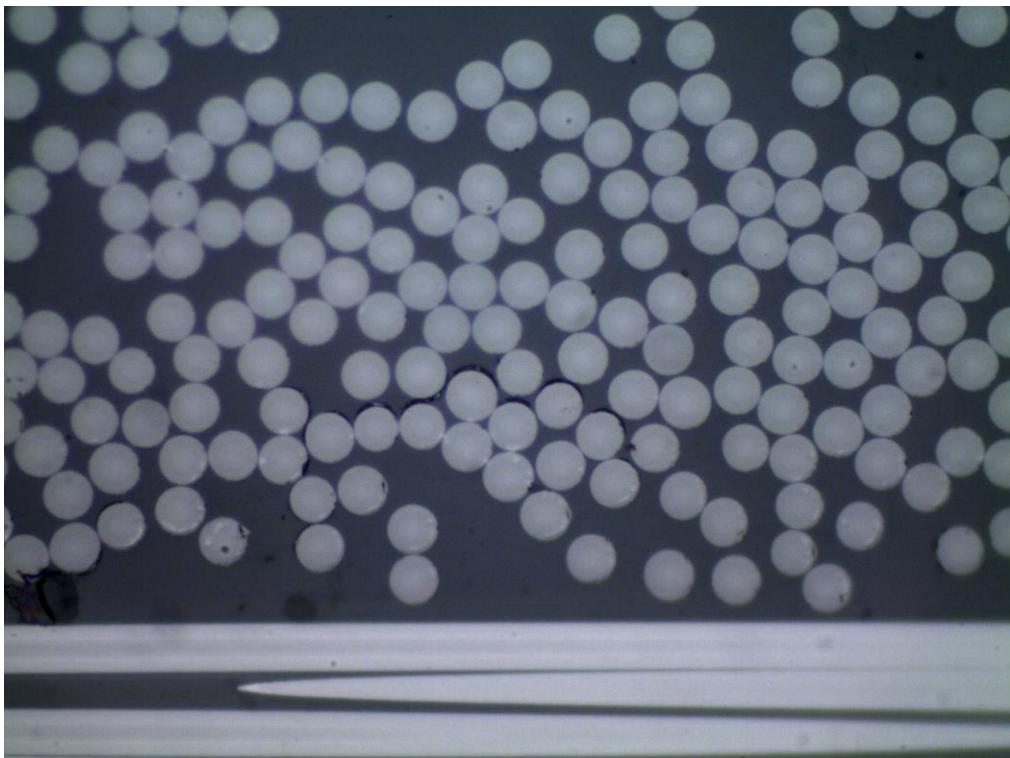


Figura 4-143: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, despegues continuos longitudinales a x1000



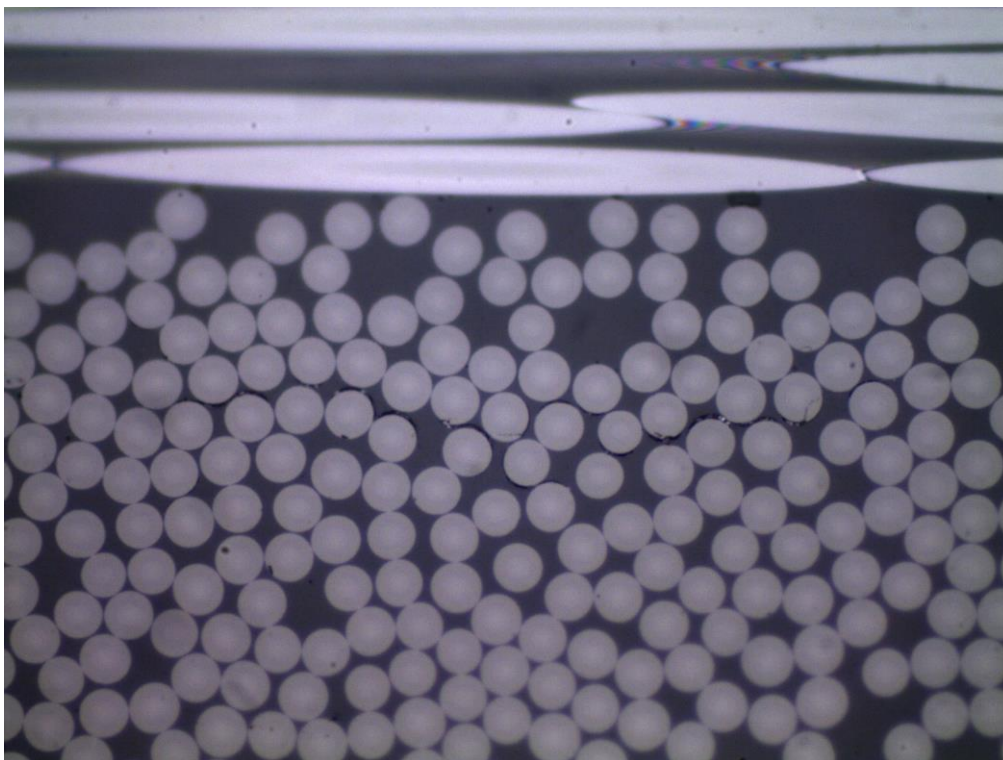


Figura 4-144: 90-1'-pieza 1, despegues continuos longitudinales a x1000

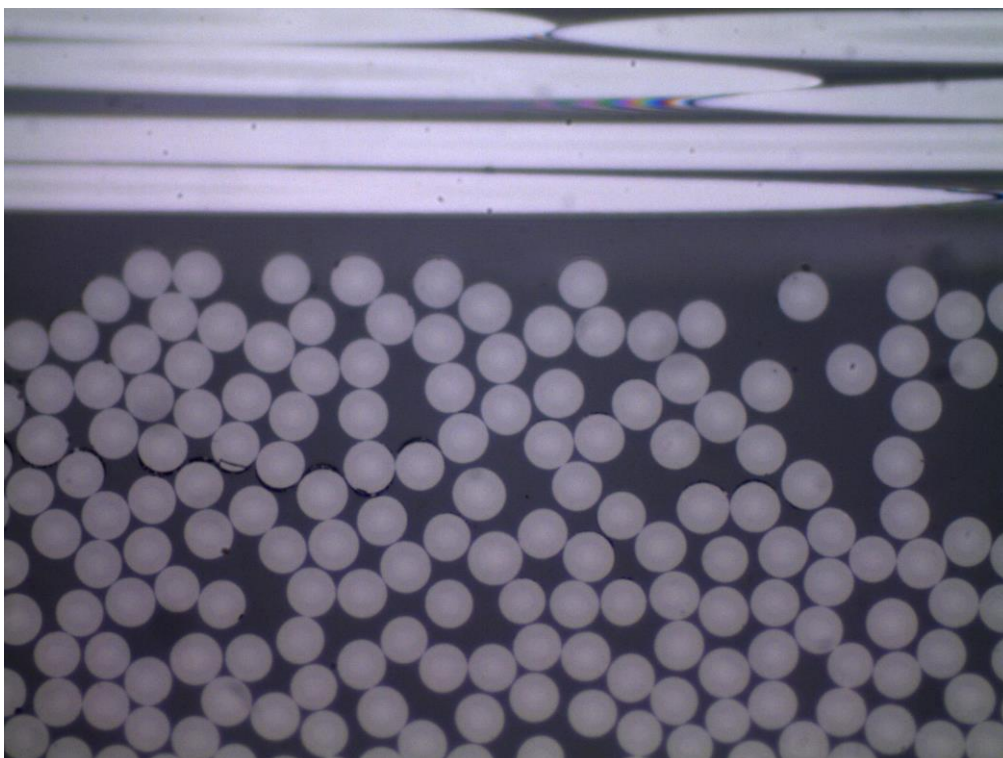


Figura 4-145: 90-1'-pieza 1, despegues continuos longitudinales a x1000 (cont.)

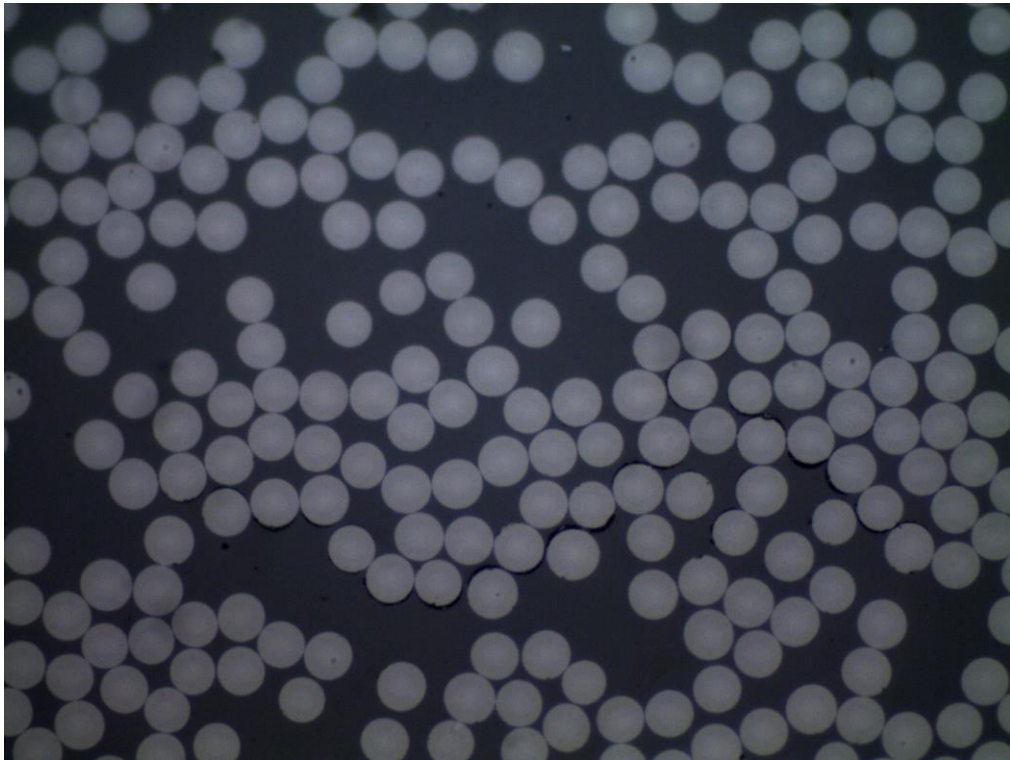


Figura 4-146: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, despegues continuos longitudinales a x1000

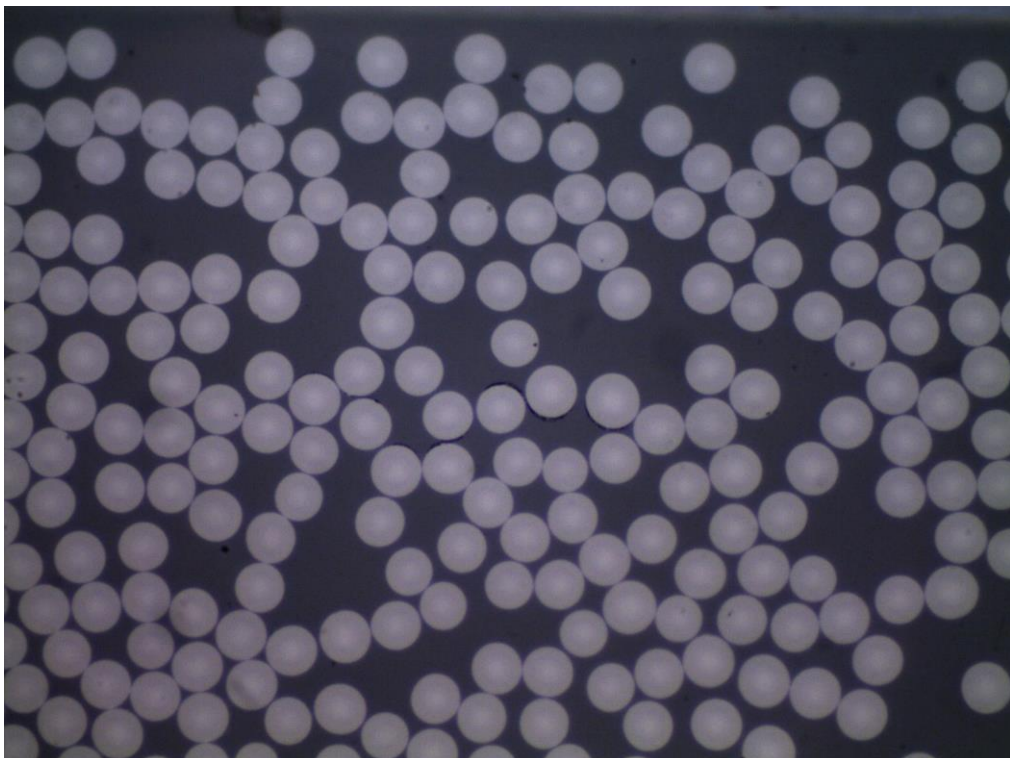


Figura 4-147: 90-1'-pieza 2, despegues aislados longitudinales a x1000



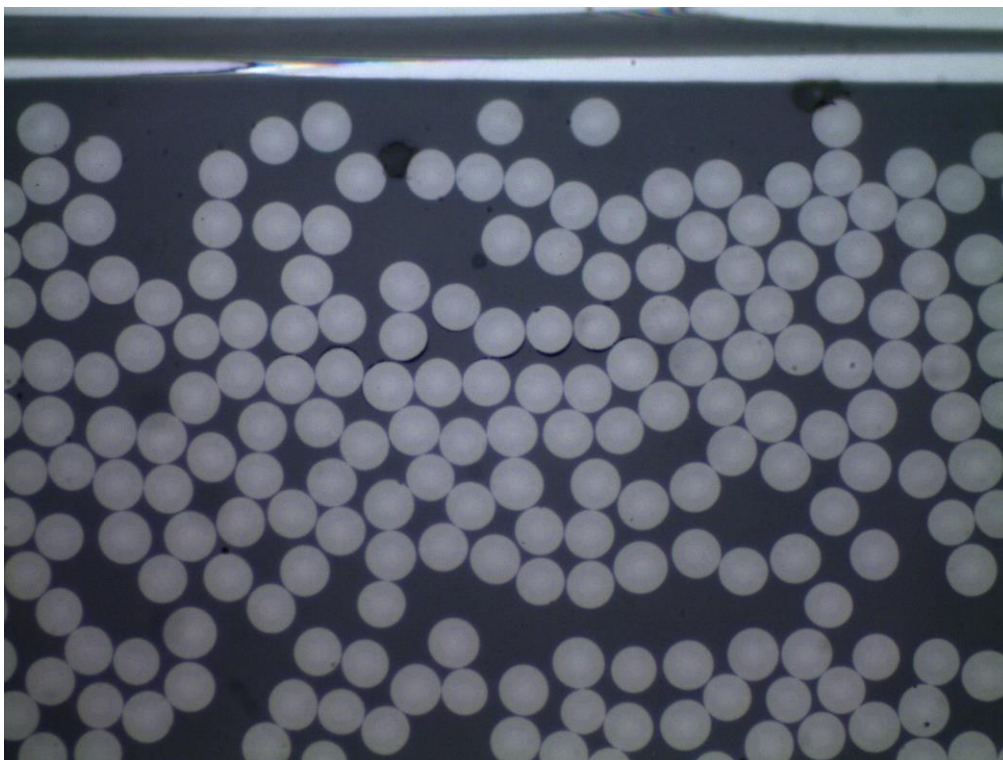


Figura 4-148: 90<sub>4</sub>-15-pieza 1, despegues aislados longitudinales a x1000

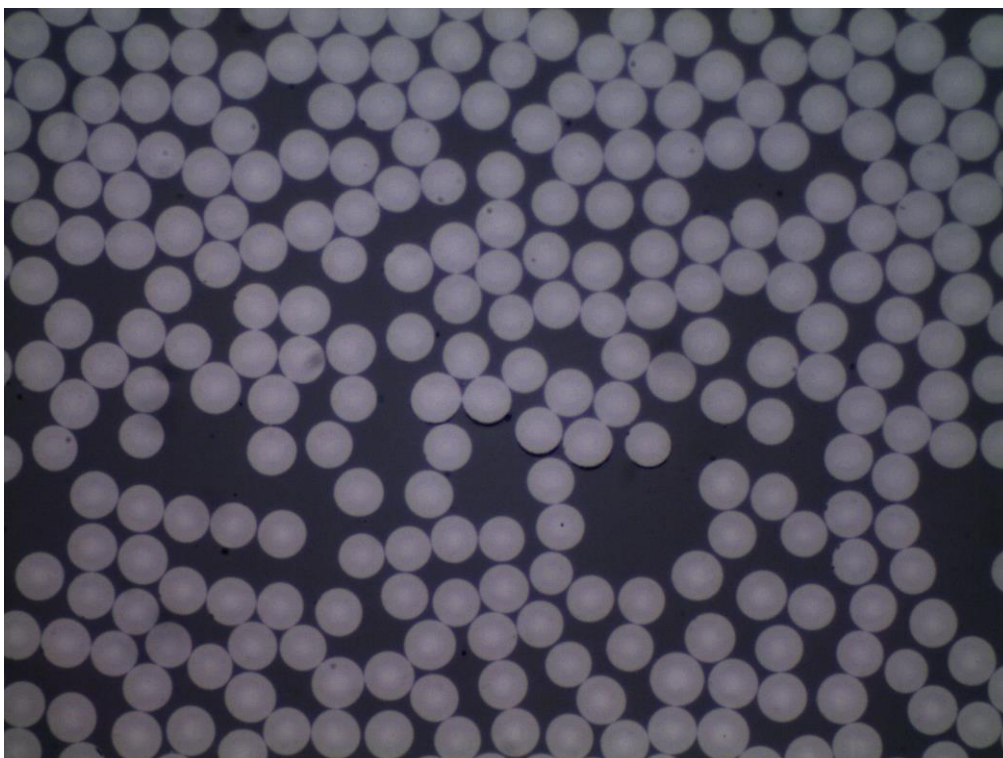


Figura 4-149: 90<sub>4</sub>-17-pieza 7, despegues aislados longitudinales a x1000



#### 4.4.1.6 Peculiaridades

Este apartado estará dedicado a ciertas peculiaridades que han sido encontradas durante la inspección de las piezas al microscopio. Entre ellas, se ha incluido la Figura 4-150, en la cual podemos ver una zona rica en matriz con una cierta forma. Además, tenemos imágenes sobre un comportamiento de unión de fibras, que podemos apreciar en la Figura 4-151, la Figura 4-152 y la Figura 4-153. Seguidamente, hemos podido observar también algunas zonas donde encontrábamos fibras con un tamaño demasiado grande, y sin forma circular al mirarlas transversalmente (Figura 4-154 y Figura 4-155). Y finalmente, se han incluido un par de figuras en las que se puede apreciar una rotura de la fibra (Figura 4-156 y Figura 4-157).

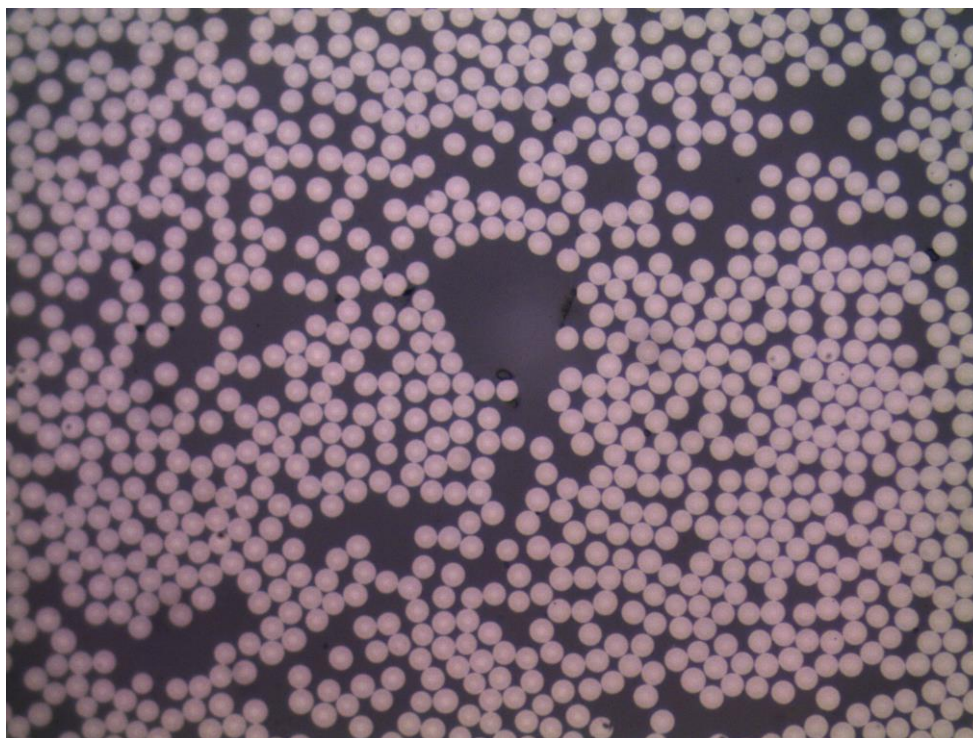


Figura 4-150: 90<sub>4</sub>-15-pieza 4, zona rica en matriz con forma a x500

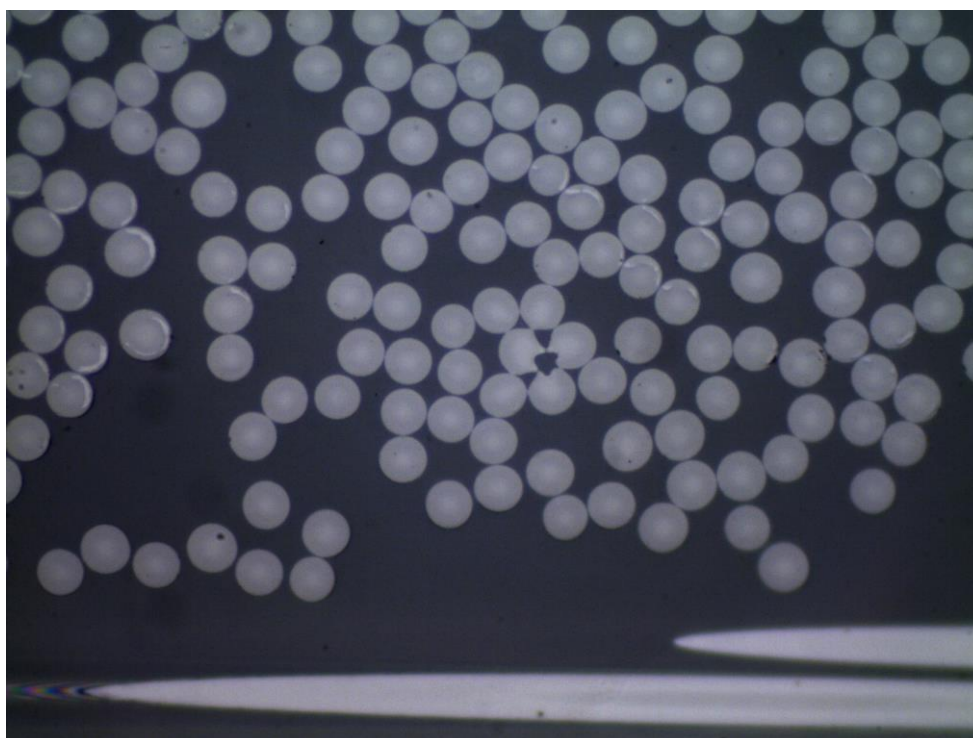


Figura 4-151: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, principio unión fibras a x1000

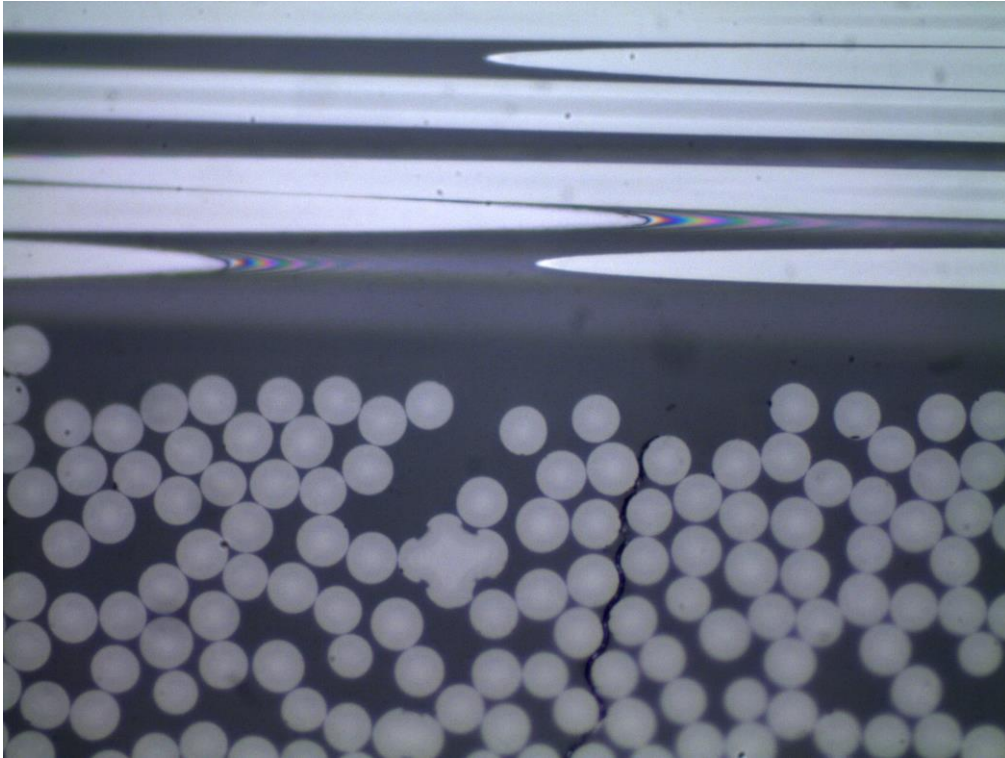


Figura 4-152: 90-14-pieza 4, unión fibras a x1000

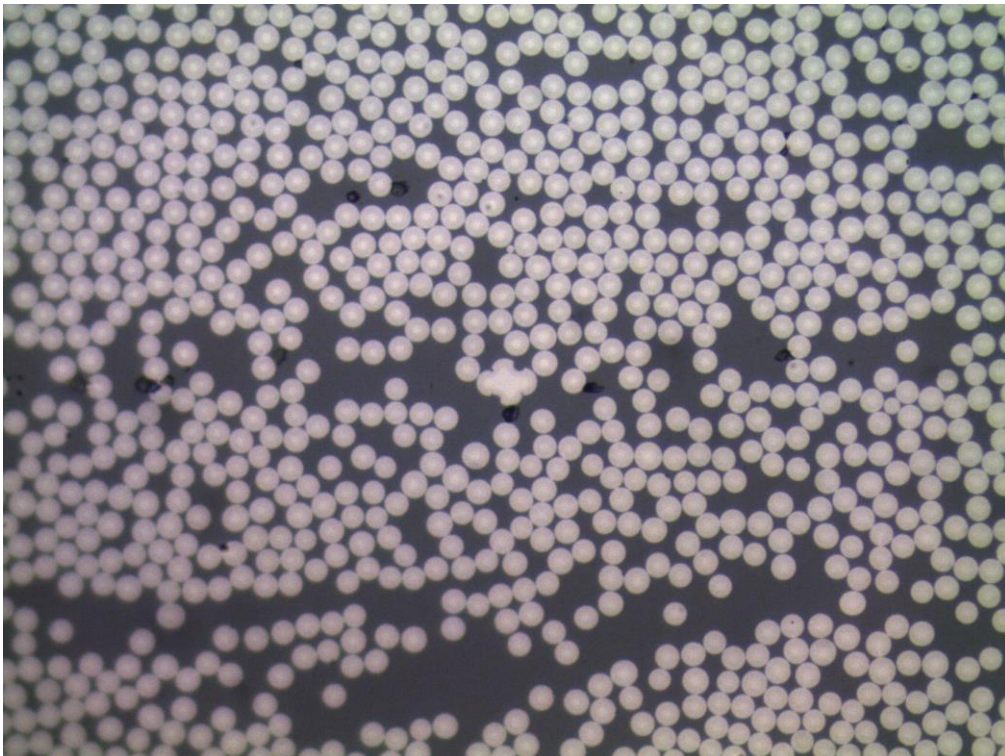


Figura 4-153: 90<sub>4</sub>-15-pieza 6, unión fibras a x1000



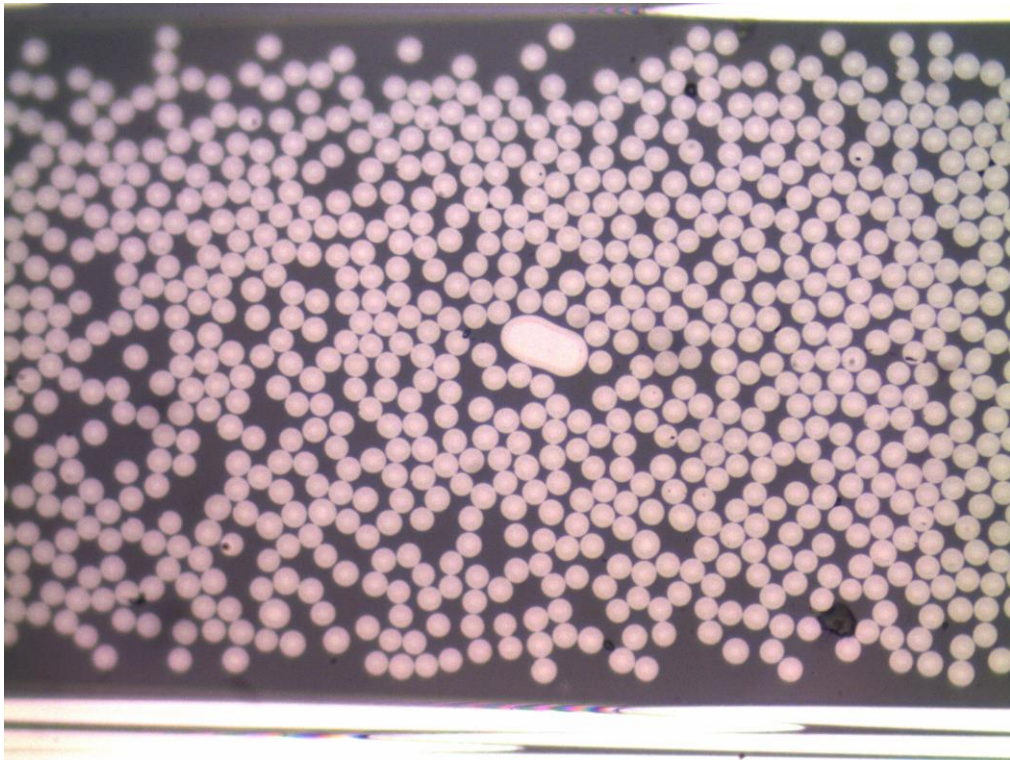


Figura 4-154: 90-1'-pieza 1, fibra de grandísimo tamaño

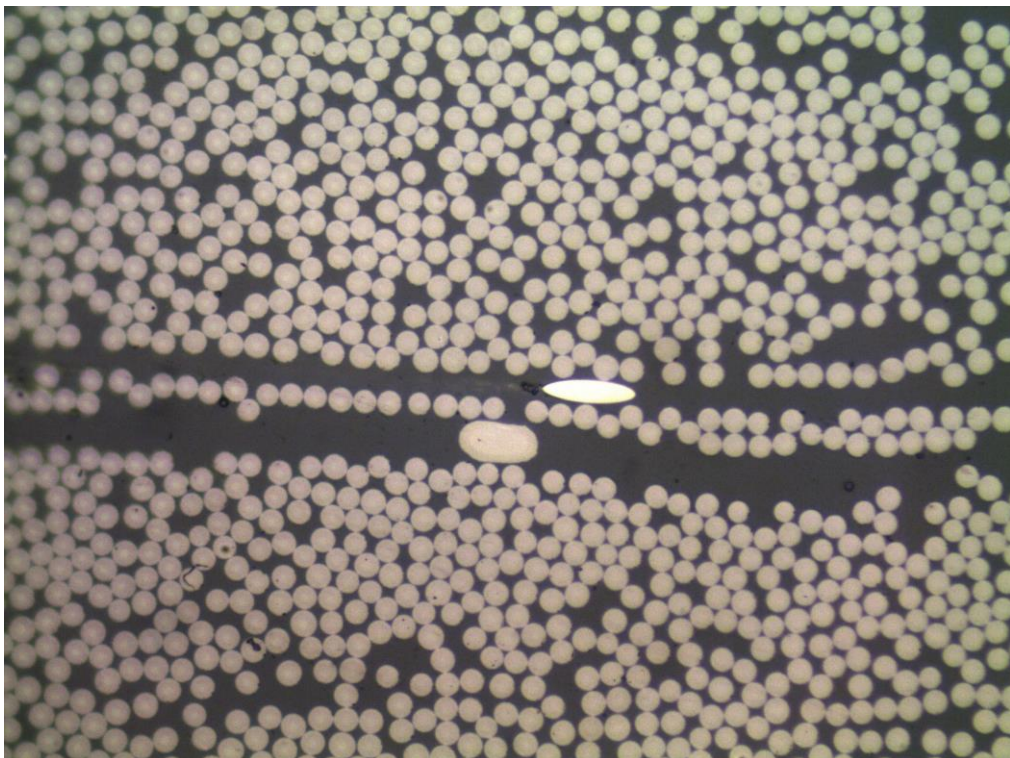


Figura 4-155: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, fibra de grandísimo tamaño

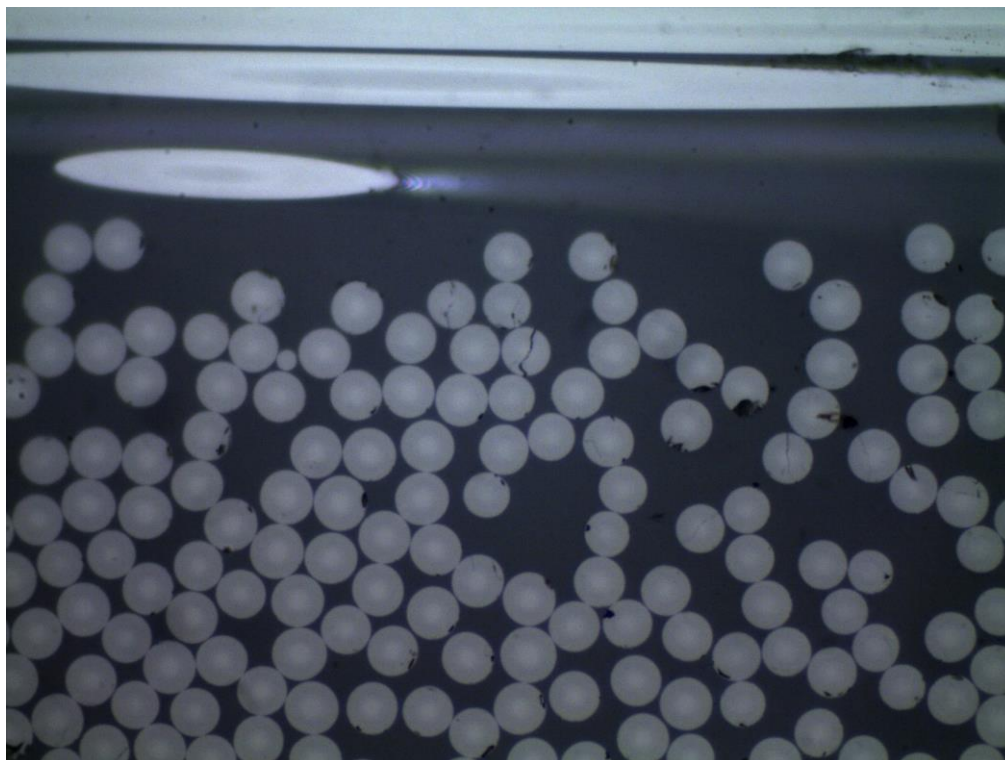


Figura 4-156: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, rotura de fibra

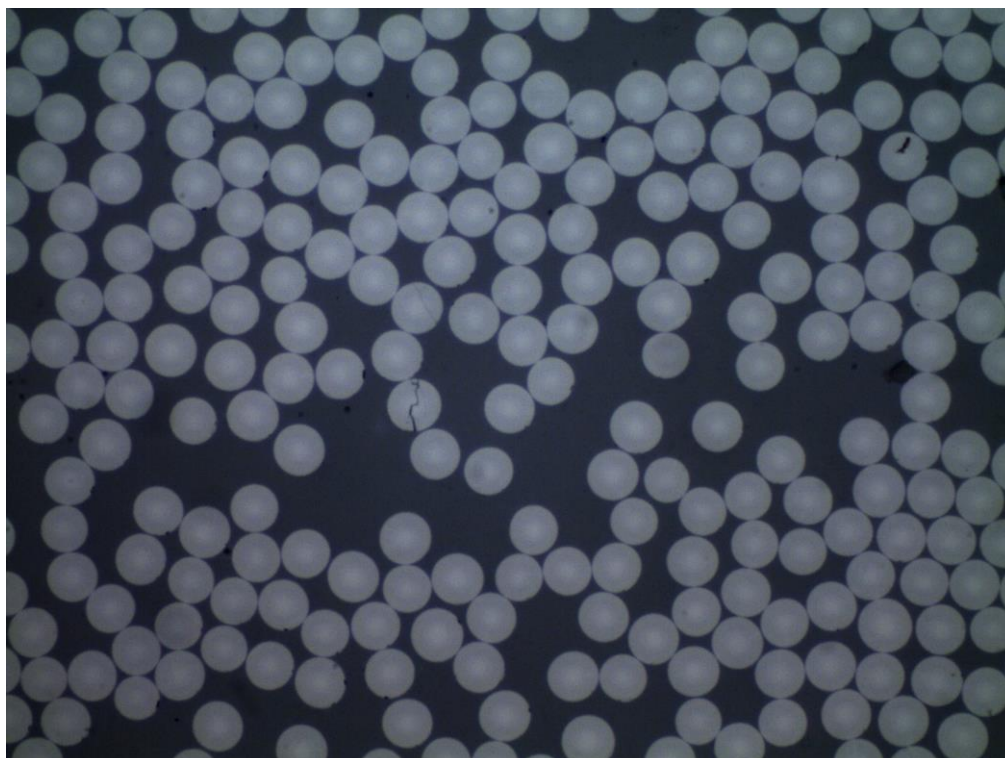


Figura 4-157: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, rotura de fibra

#### 4.4.1.6.1 Bifurcaciones

Dentro del apartado anterior, se ha decidido incluir uno correspondiente a una peculiaridad dada a veces al final del daño (*despegues continuos* o *daño transversal generalizado*), a la cual se le ha llamado bifurcación, ya que consiste en dos posibles caminos a seguir por parte de la extensión del daño. Podemos ver este comportamiento en la Figura 4-158, la Figura 4-159, la Figura 4-160, la Figura 4-161 y la Figura 4-162, encontrando



generalmente unas bifurcaciones muy sutiles.

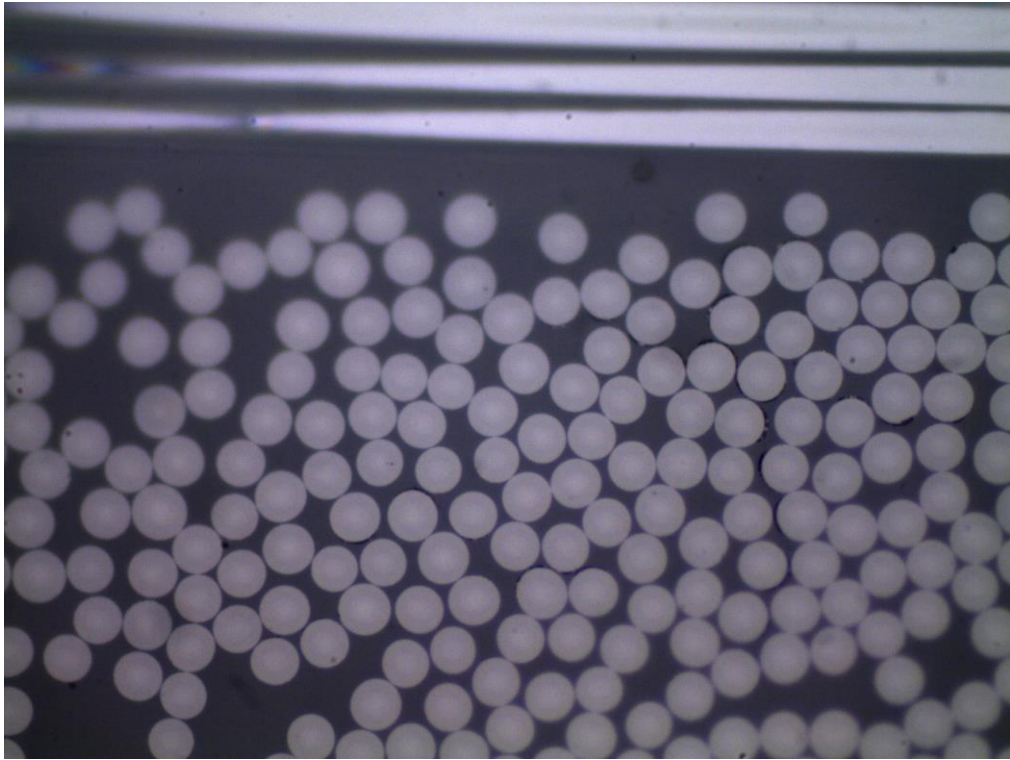


Figura 4-158: 90-1'-pieza 1, bifurcación final de daño a x1000

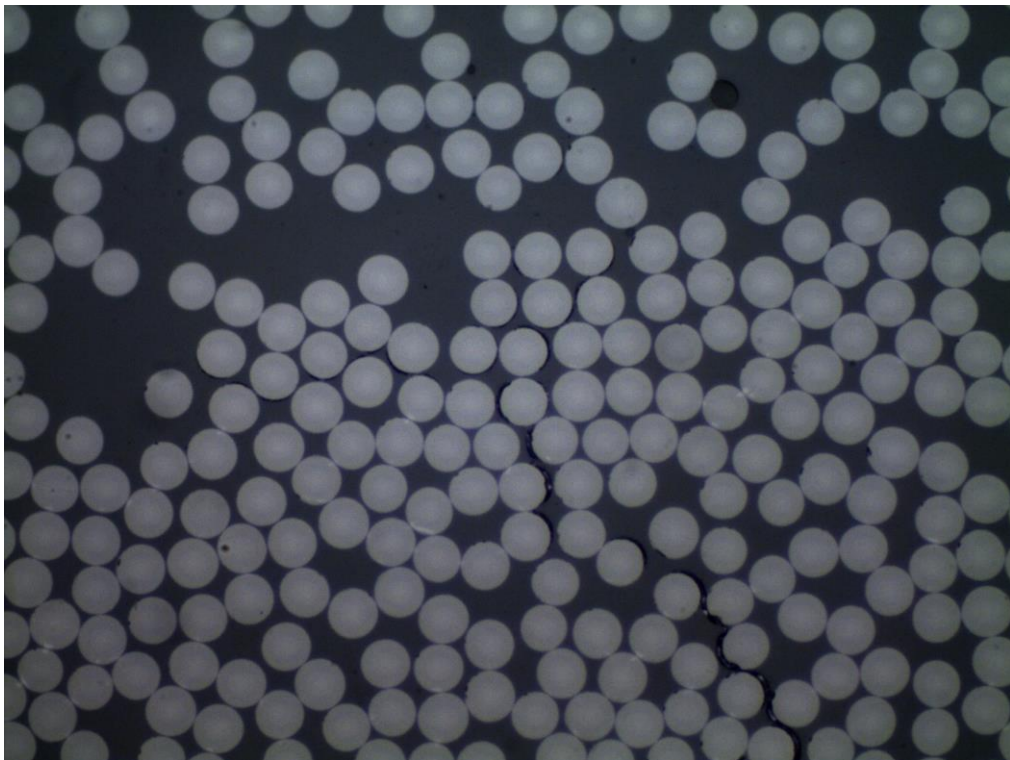


Figura 4-159: 904-16-pieza 7, bifurcación final de daño a x1000

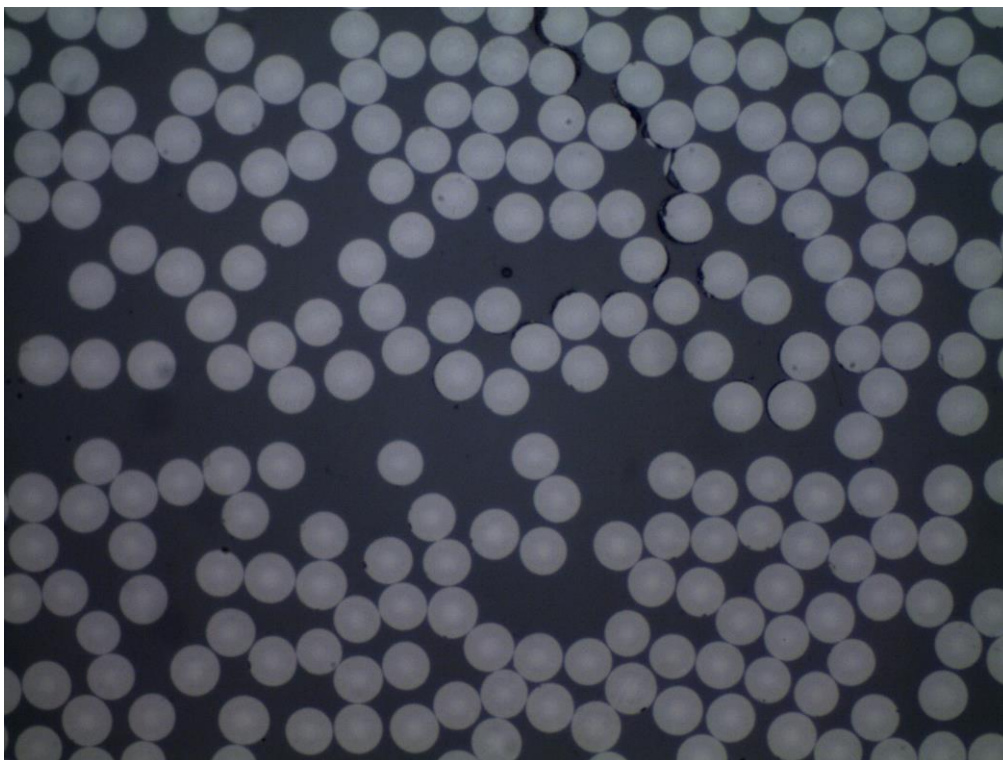


Figura 4-160: 904-25-pieza 7, bifurcación final de daño a x1000

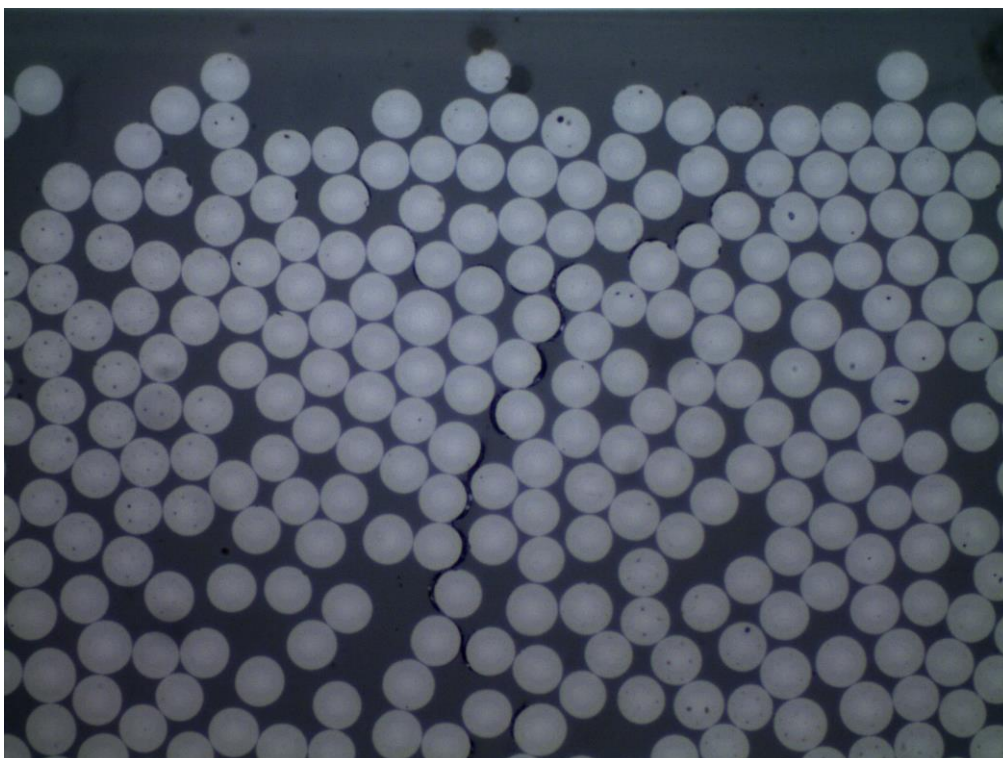


Figura 4-161: 904-17-pieza 1, bifurcación final de daño a x1000



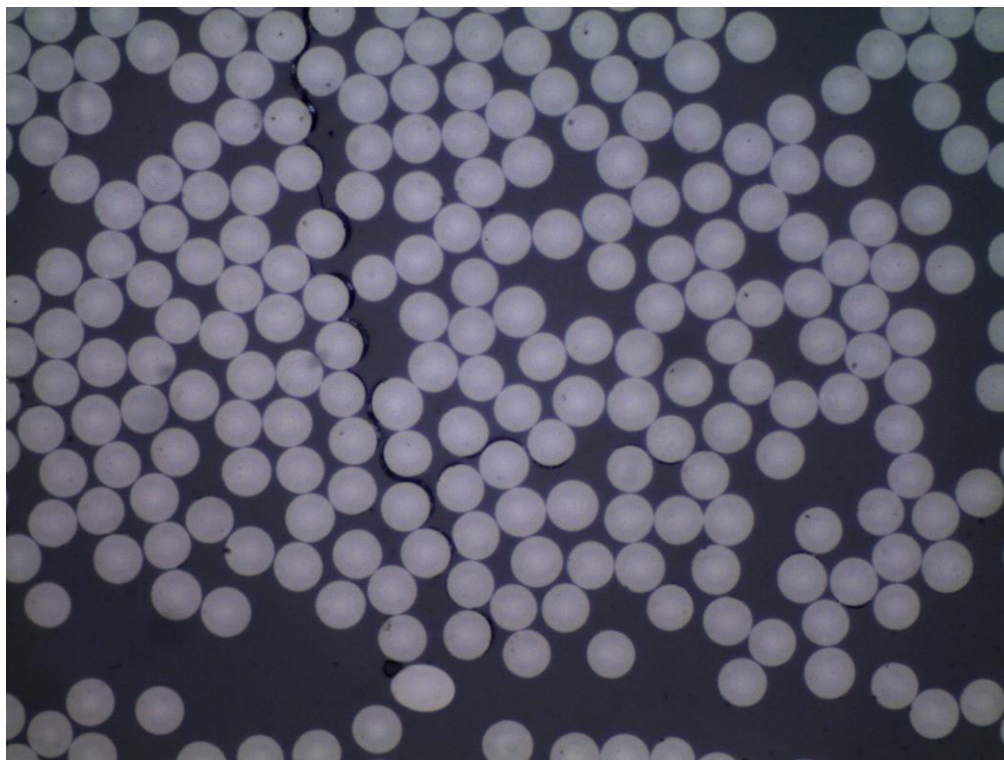


Figura 4-162: 904-17-pieza 7, bifurcación final de daño a x1000

#### 4.4.1.7 Estudios futuros

Este apartado estará enfocado a servir como una introducción a posibles *estudios futuros*. Como quedará constancia a continuación, se han encontrado un par de comportamientos curiosos por parte de la aparición y propagación del daño. El primero de ellos se ha definido como *daño longitudinal en zonas ricas en matriz* y lo podemos observar en las imágenes de la Figura 4-163 a la Figura 4-173; mientras que el segundo se ha definido como *despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0°*, observable en las imágenes de la Figura 4-174 a la Figura 4-200.

Con respecto al *daño longitudinal en zonas ricas en matriz* podemos ver como éste se refiere tanto al daño equivalente a *despegues aislados* o a *despegues continuos*, todos ellos producidos en zonas ricas en matriz, tal como su nombre indica. Además, si recordamos que tenemos zonas ricas en matriz en la transición de una lámina de 90° a otra, cabe esperar que también encontremos este tipo de daño en esas zonas. Efectivamente se han podido encontrar resultados que recogen este hecho, visible en imágenes como la Figura 4-166 y la Figura 4-167.

Con respecto al otro daño, los *despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0°*, hay que tener un par de aspectos en cuenta. El primero de ellos es el vasto número de despegues de este tipo que se han encontrado en las probetas analizadas, resultado que podemos ver ilustrado en las tablas incluidas en el siguiente apartado (Análisis de los resultados). En el presente apartado sólo se han incluido los que se consideran más notables o marcados, de cara a una mejor visualización, pero es sólo una parte de la cantidad de ellos que han sido encontrados. El segundo aspecto que tenemos que tener en cuenta, es que generalmente siguen una tendencia de aparición como *despegues aislados consecutivos* o *despegues continuos*, aunque también hemos podido encontrarnos algún *despegue aislado* puntualmente. Además, nos surgen un par de preguntas. La primera de ellas, y compartida también con el daño definido anteriormente, es cuáles son las causas de este comportamiento del material y, la segunda de ellas, cuál es la consecuencia de este daño observado, y si es posible que sean los primeros indicios de una posterior delaminación, en el caso de que se siguiera aumentando la carga en el ensayo.

Daño longitudinal en zonas ricas en matriz

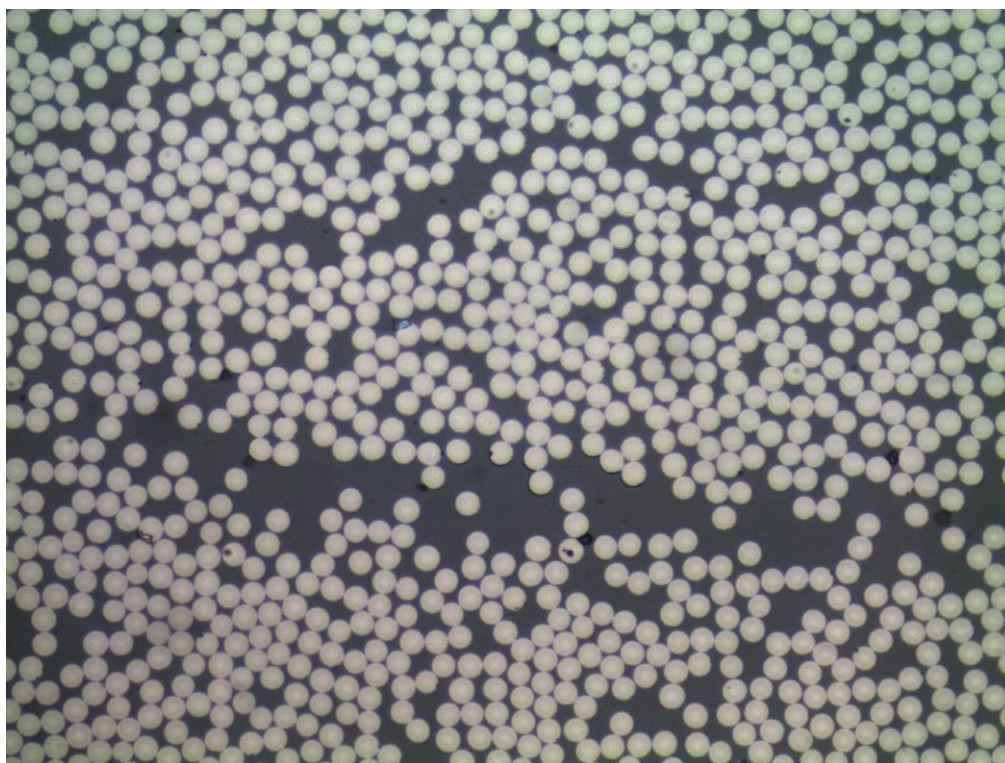


Figura 4-163: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500

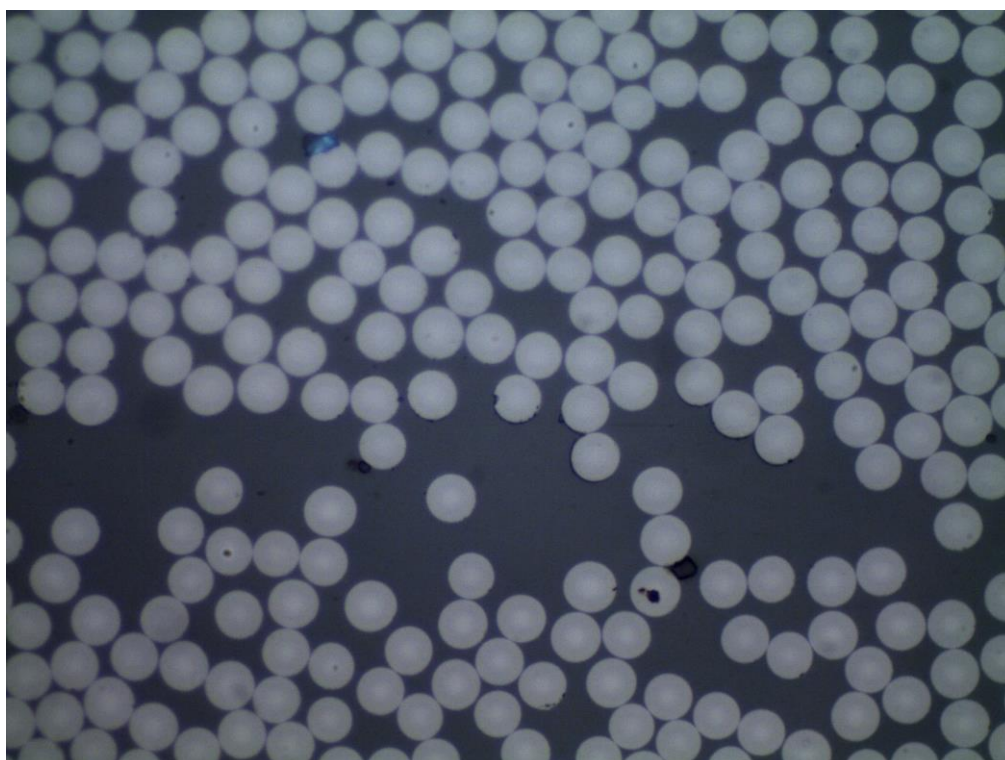


Figura 4-164: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x1000 (cont.)



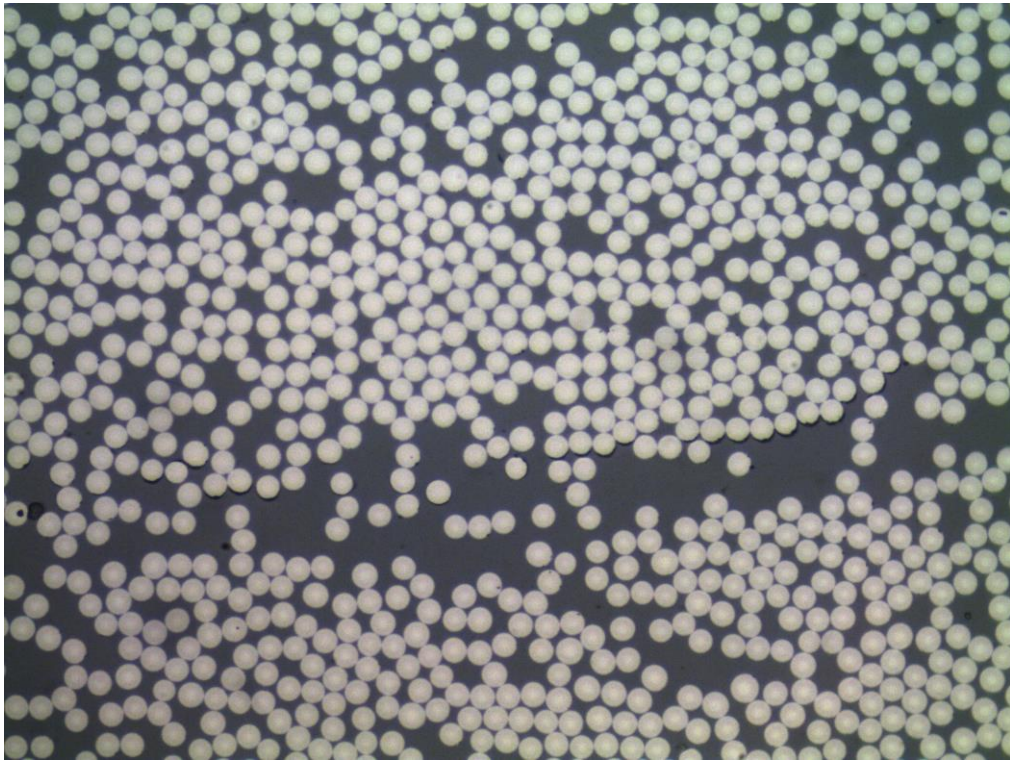


Figura 4-165: 90<sub>4</sub>-14-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500

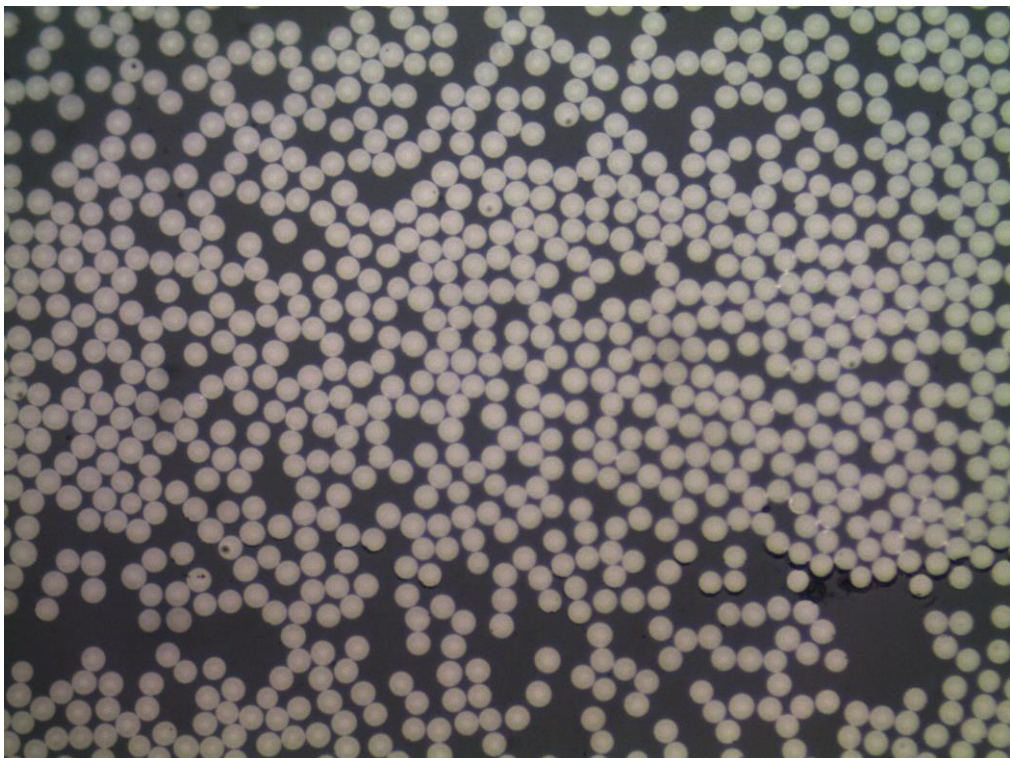


Figura 4-166: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500



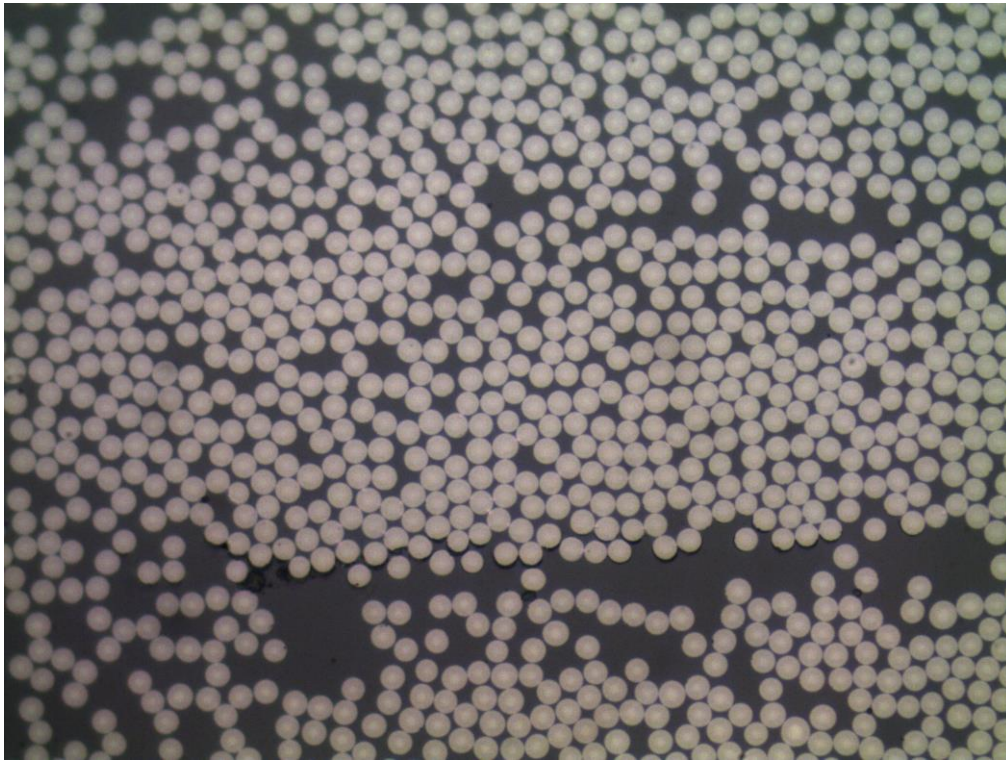


Figura 4-167: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500 (cont.)

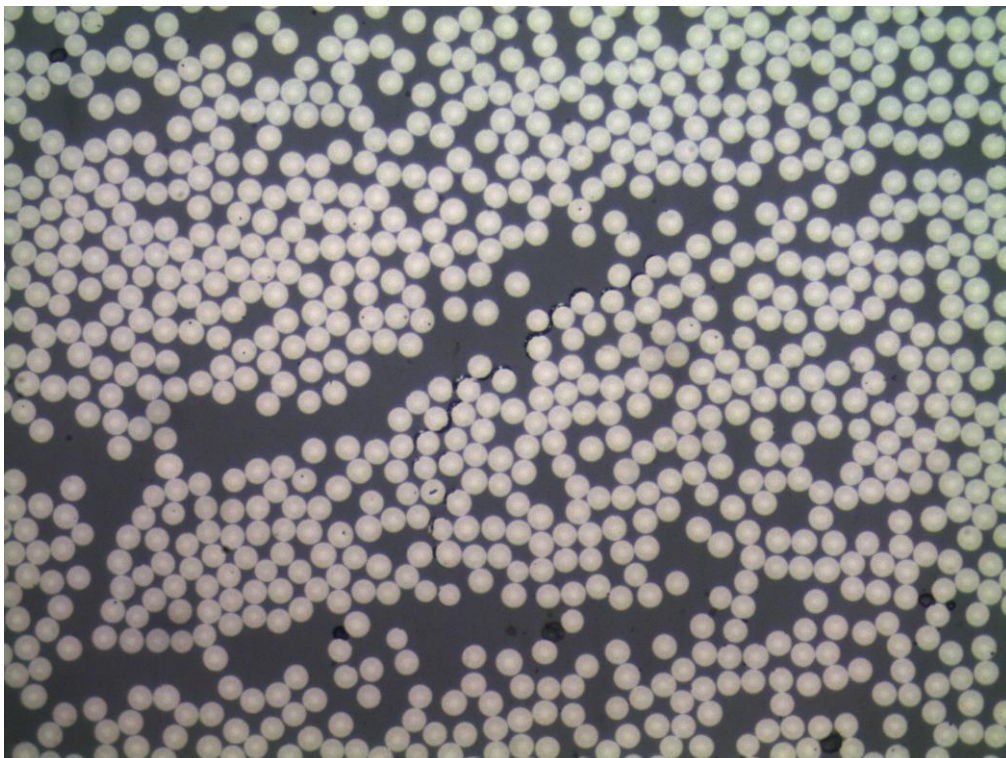


Figura 4-168: 90<sub>4</sub>-17-pieza 2, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500



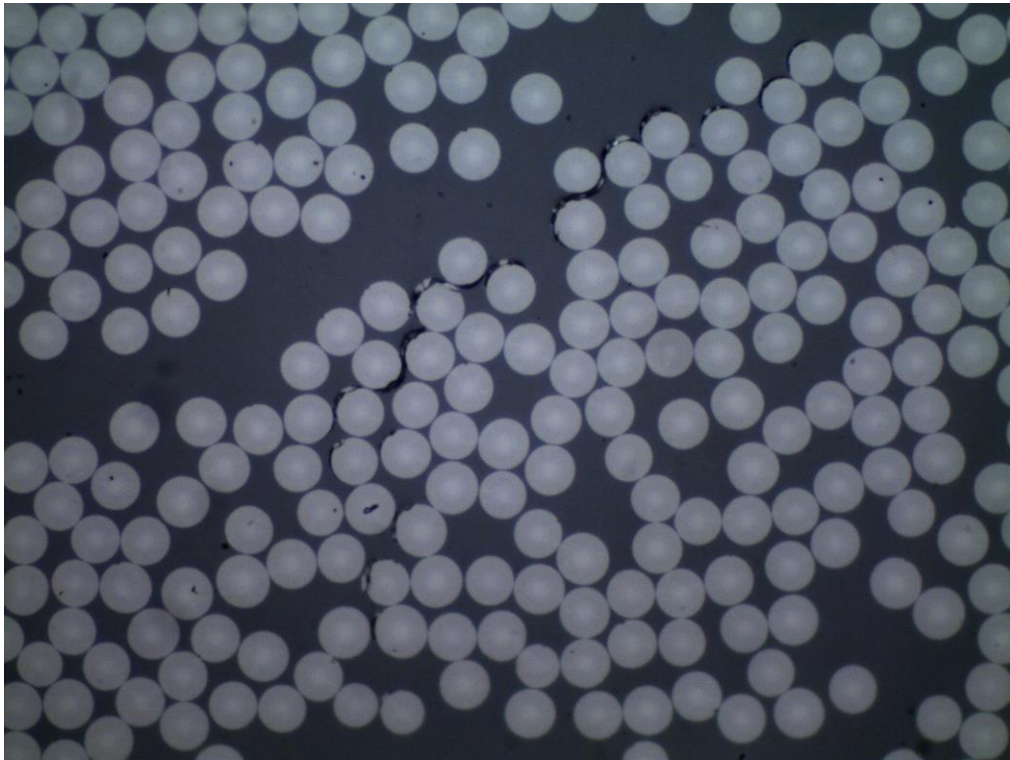


Figura 4-169: 90<sub>4</sub>-17-pieza 2, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x1000 (cont.)

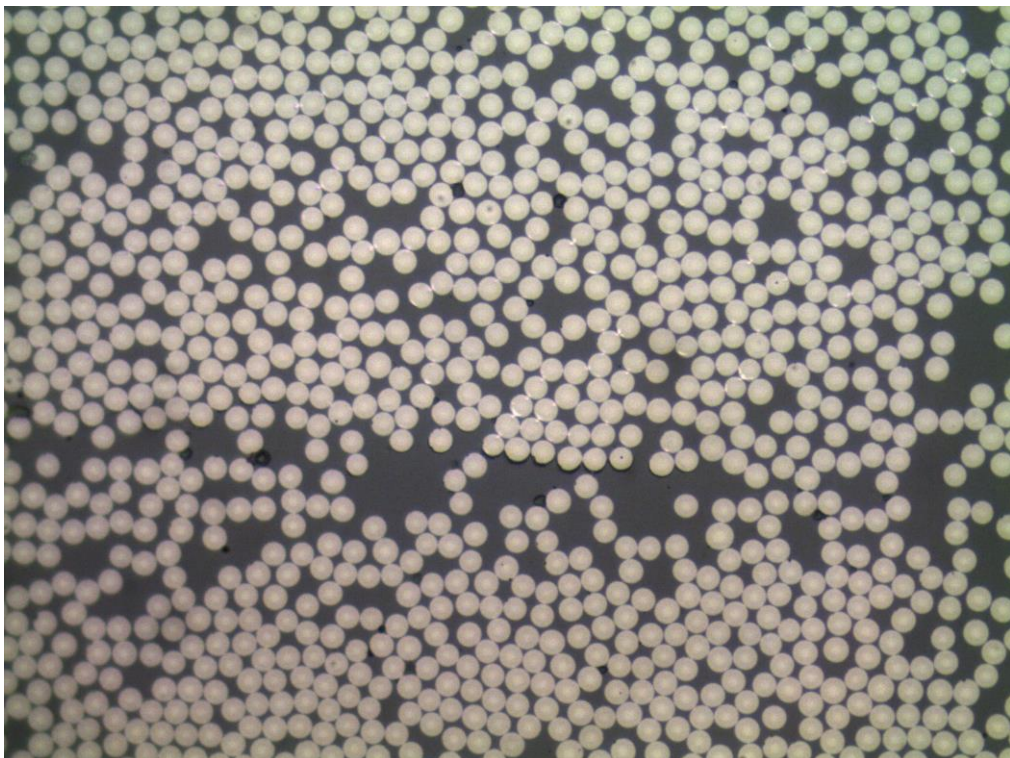


Figura 4-170: 90<sub>4</sub>-16-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500



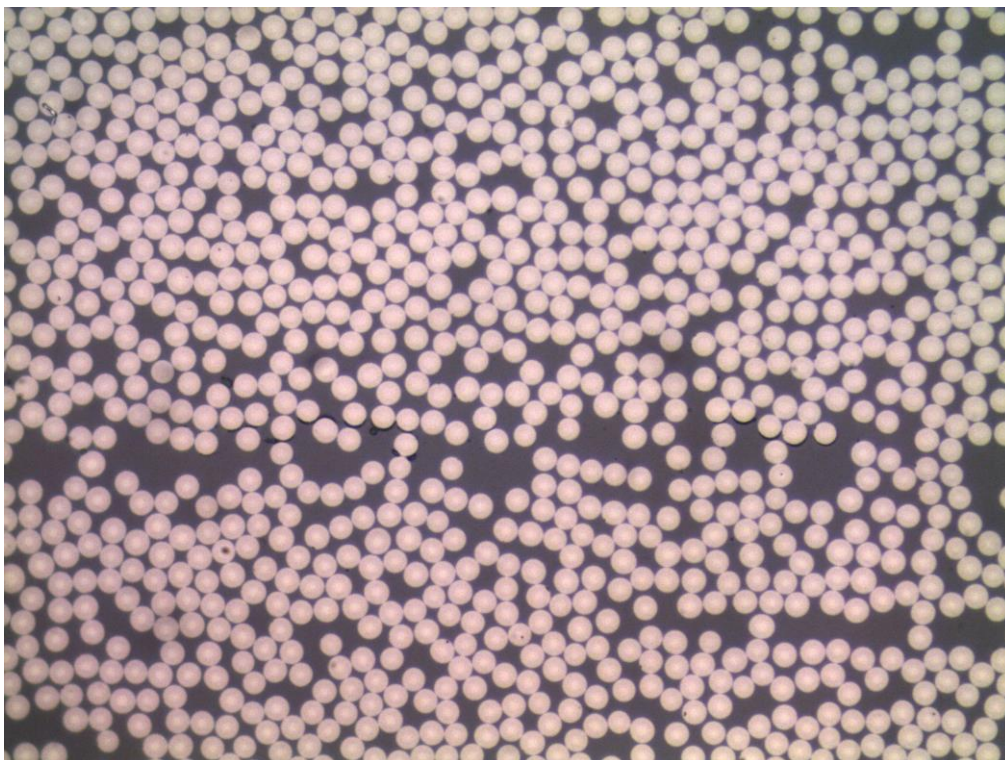


Figura 4-171: 904-17-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500

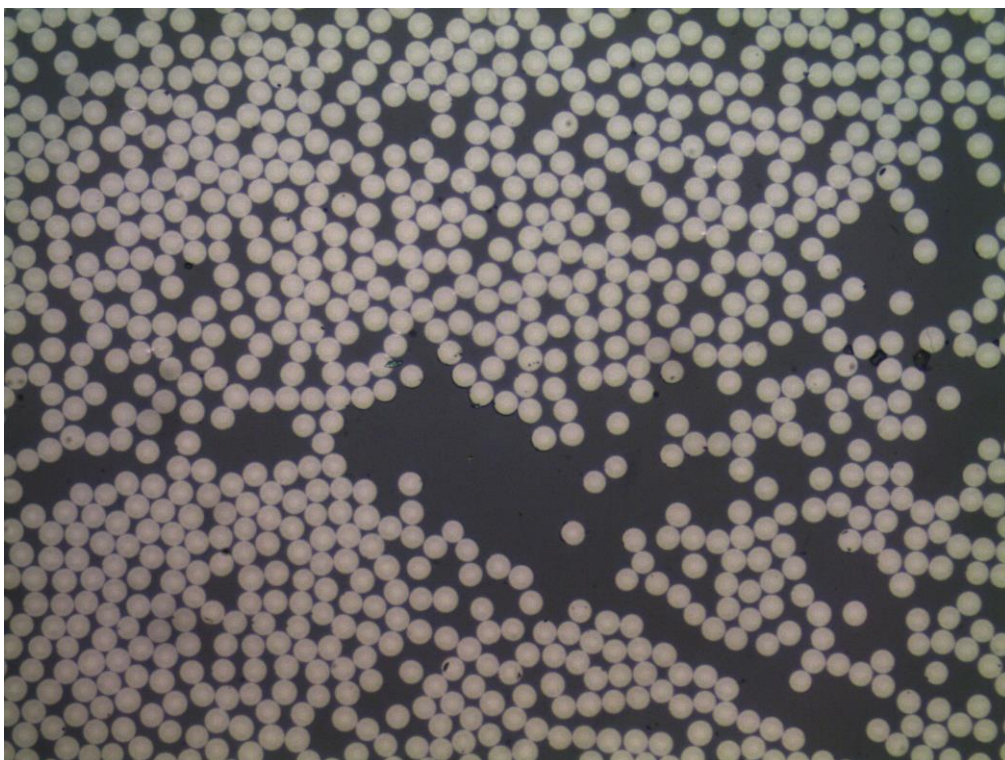


Figura 4-172: 904-15-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x500



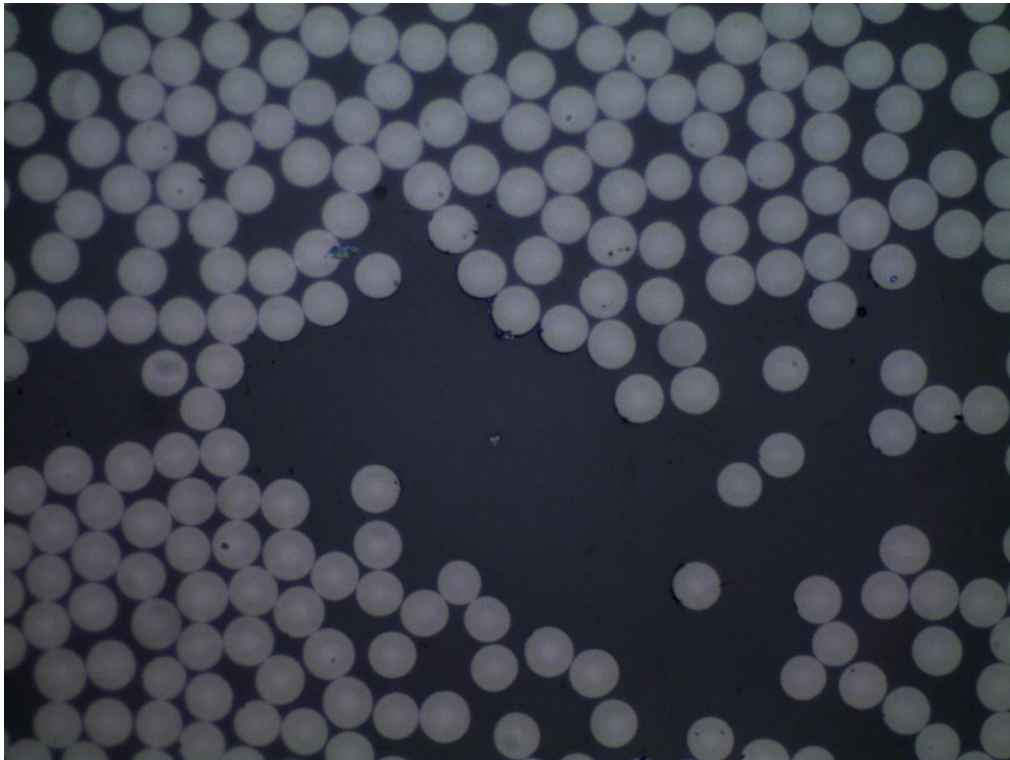


Figura 4-173: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, daño longitudinal en zonas ricas en matriz a x1000 (cont.)

Despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0°

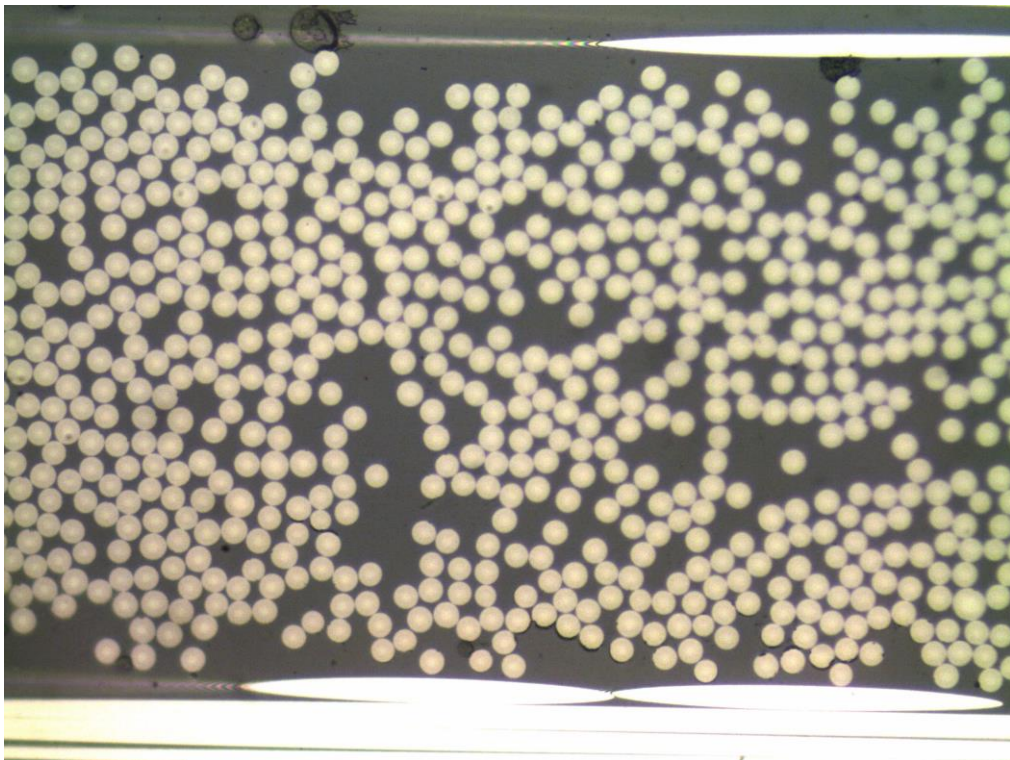


Figura 4-174: 90-1'-pieza 6, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x500

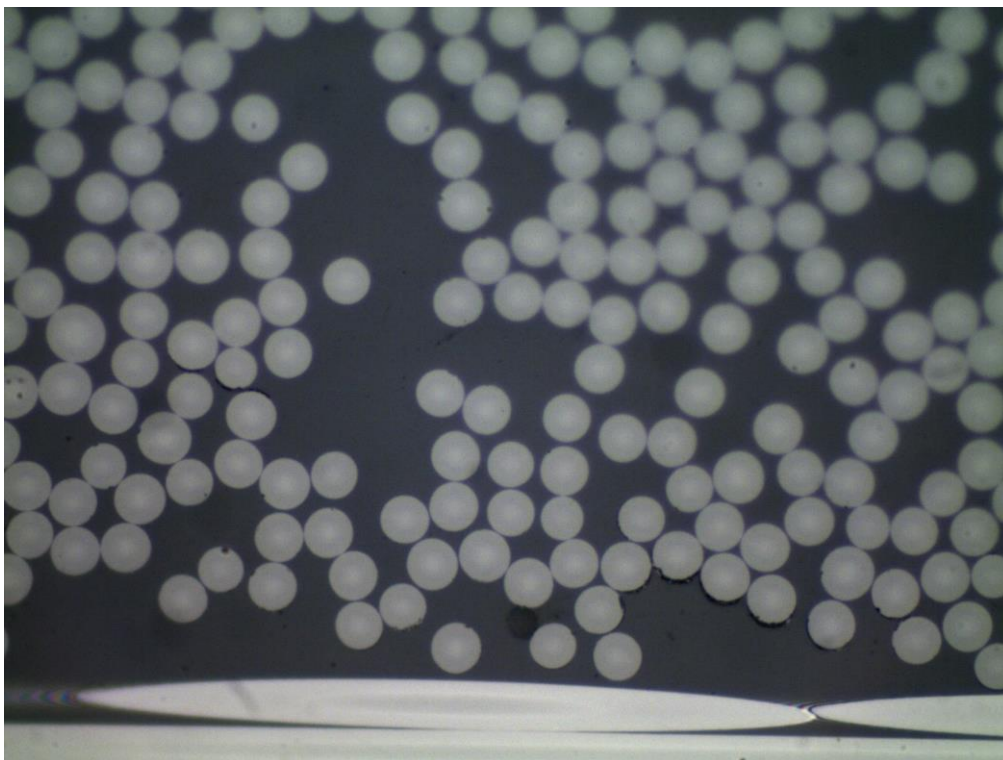


Figura 4-175: 90-1'-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de  $90^\circ$  y  $0^\circ$  a x1000 (cont.)

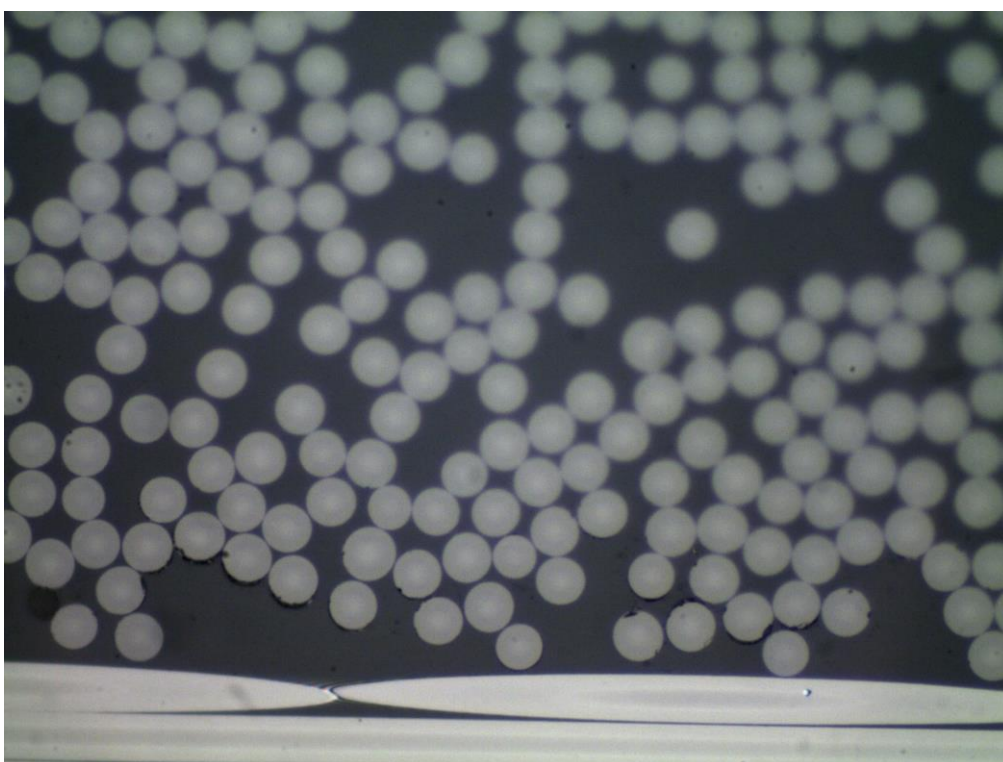


Figura 4-176: 90-1'-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de  $90^\circ$  y  $0^\circ$  a x1000 (cont.2)



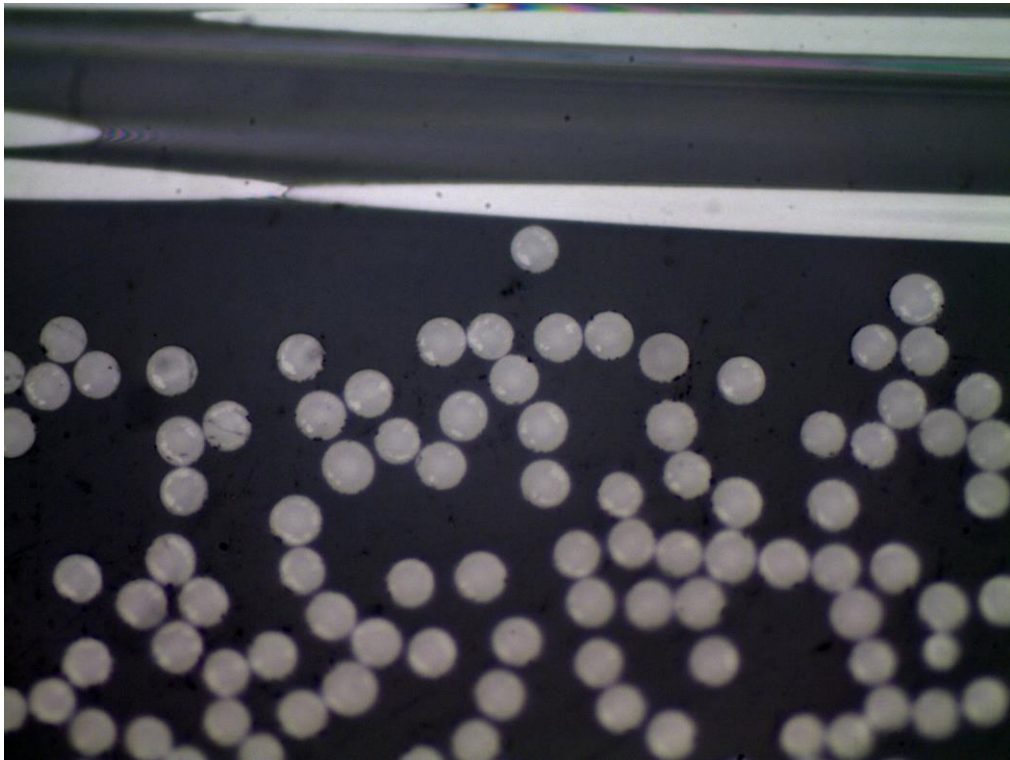


Figura 4-177: 90-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de  $90^\circ$  y  $0^\circ$  a  $\times 1000$

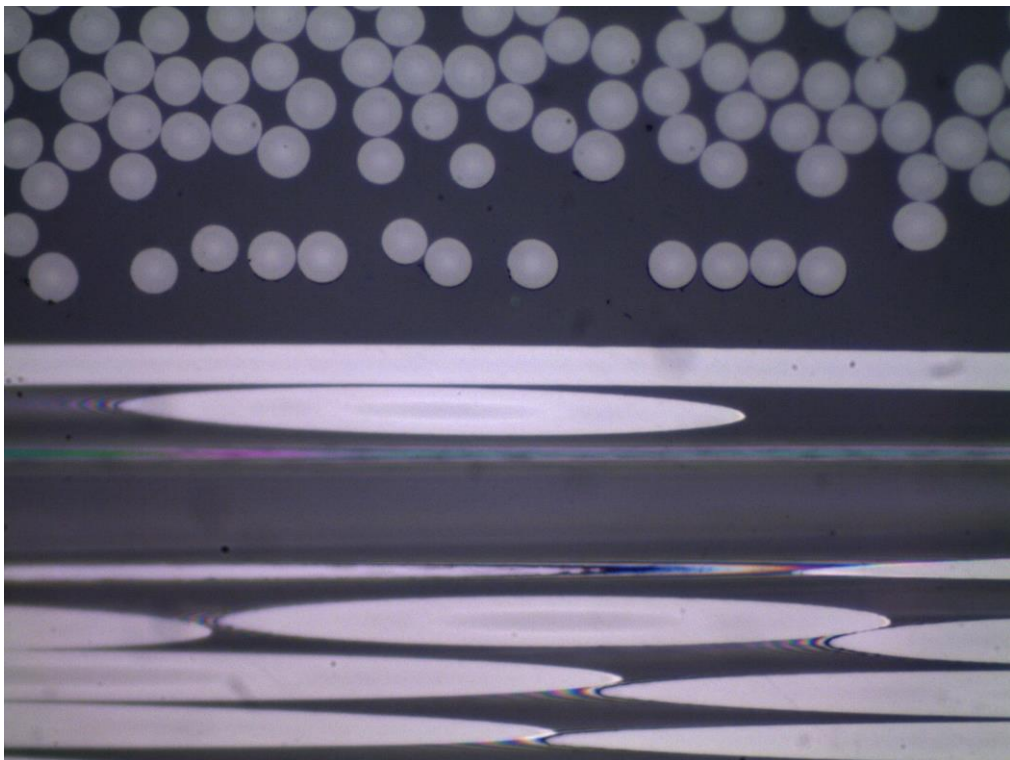


Figura 4-178: 90-1'-pieza 1, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de  $90^\circ$  y  $0^\circ$  a  $\times 1000$

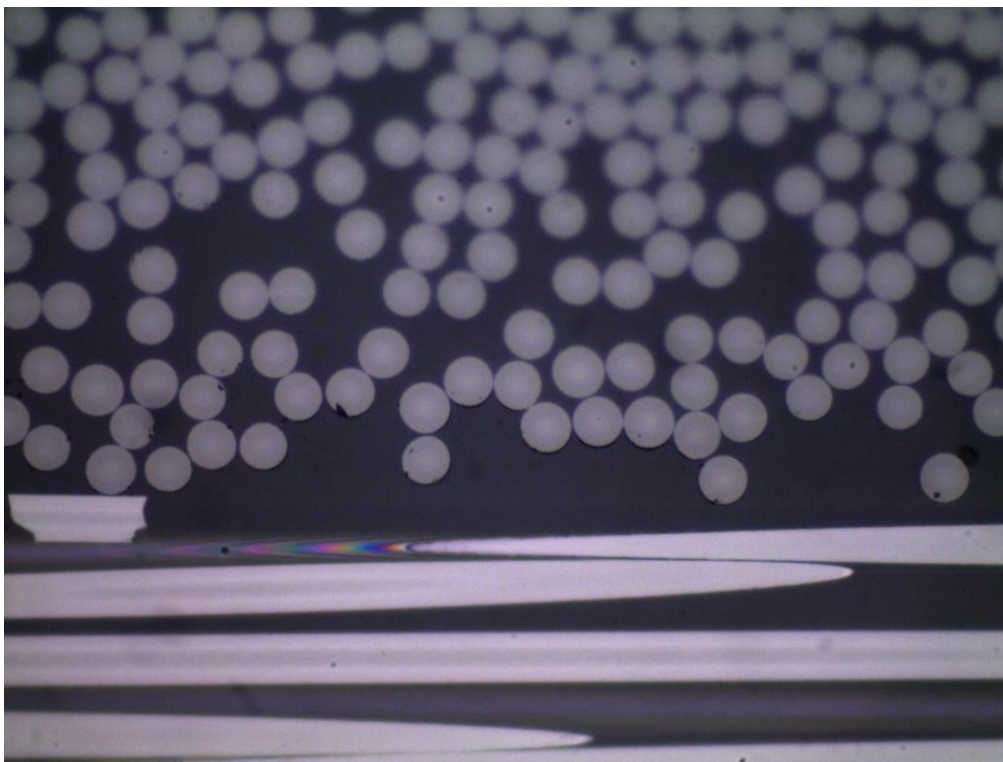


Figura 4-179: 90-1'-pieza 2, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

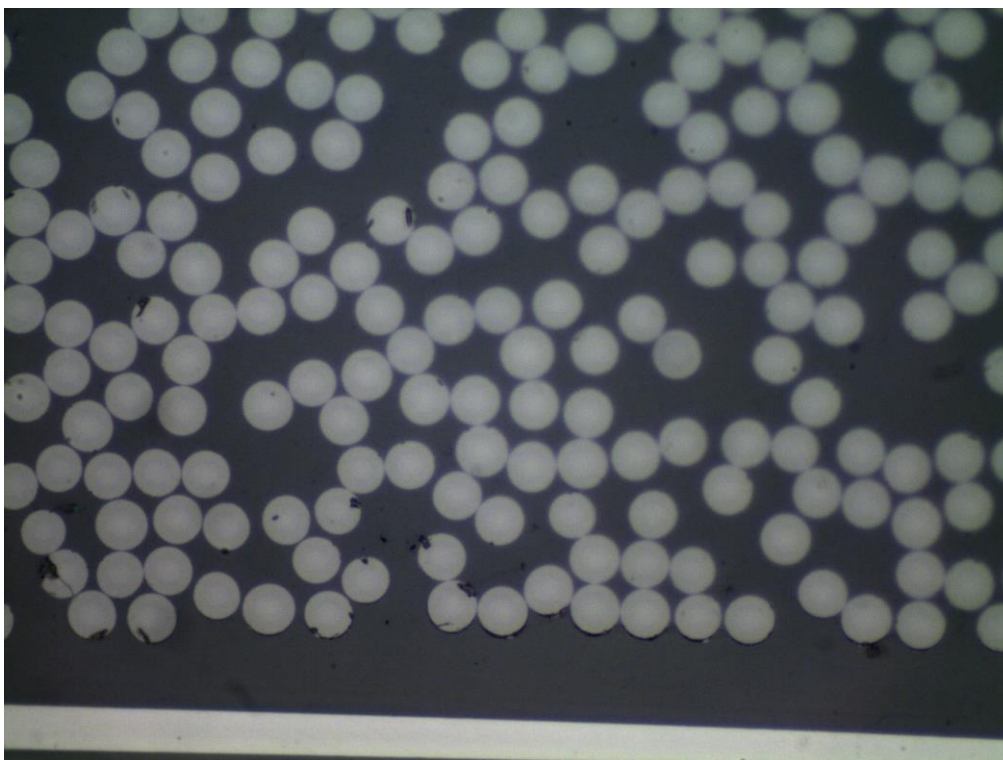


Figura 4-180: 90-1'-pieza 6, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



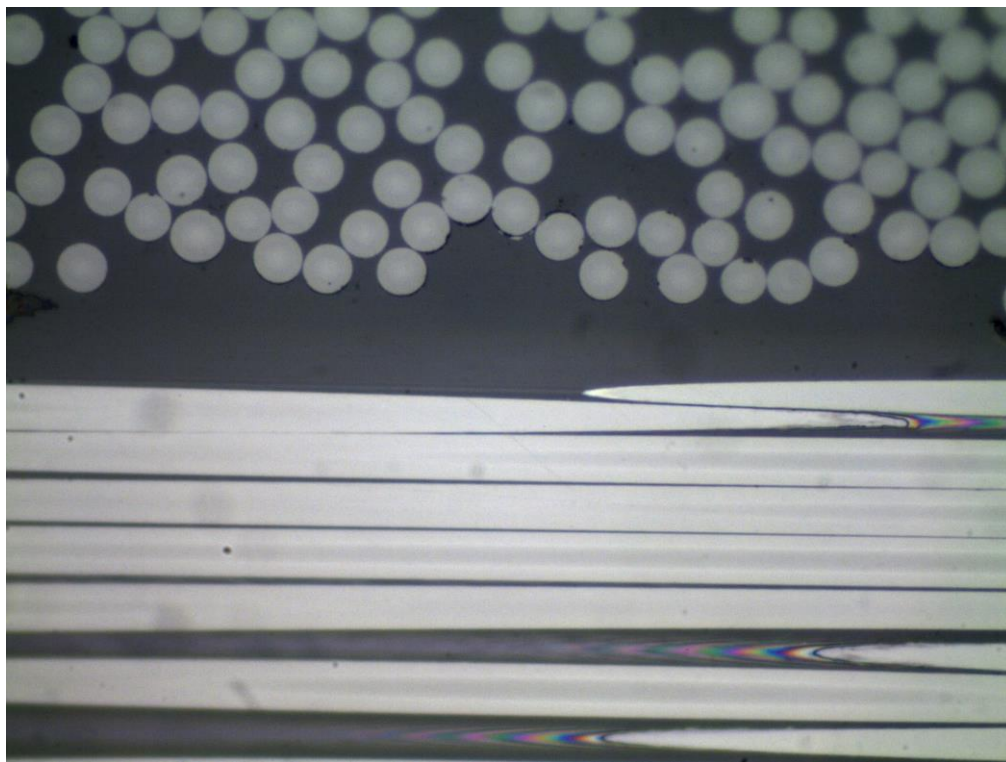


Figura 4-181: 90-1'-pieza 6, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

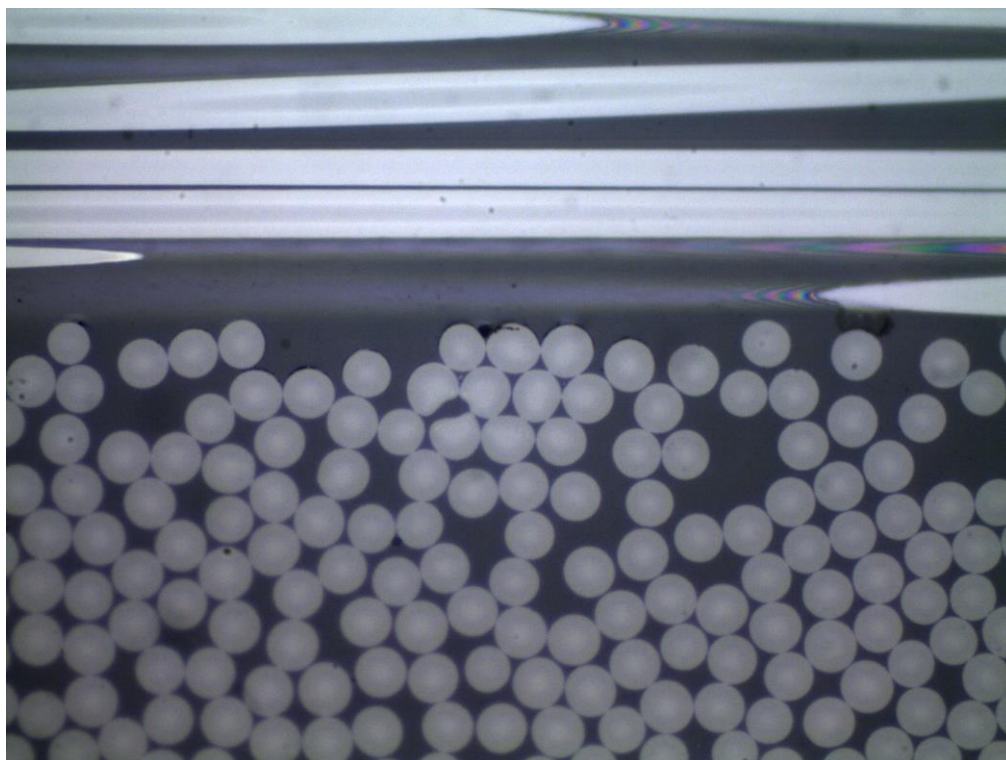


Figura 4-182: 90<sub>4</sub>-15-pieza 1, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

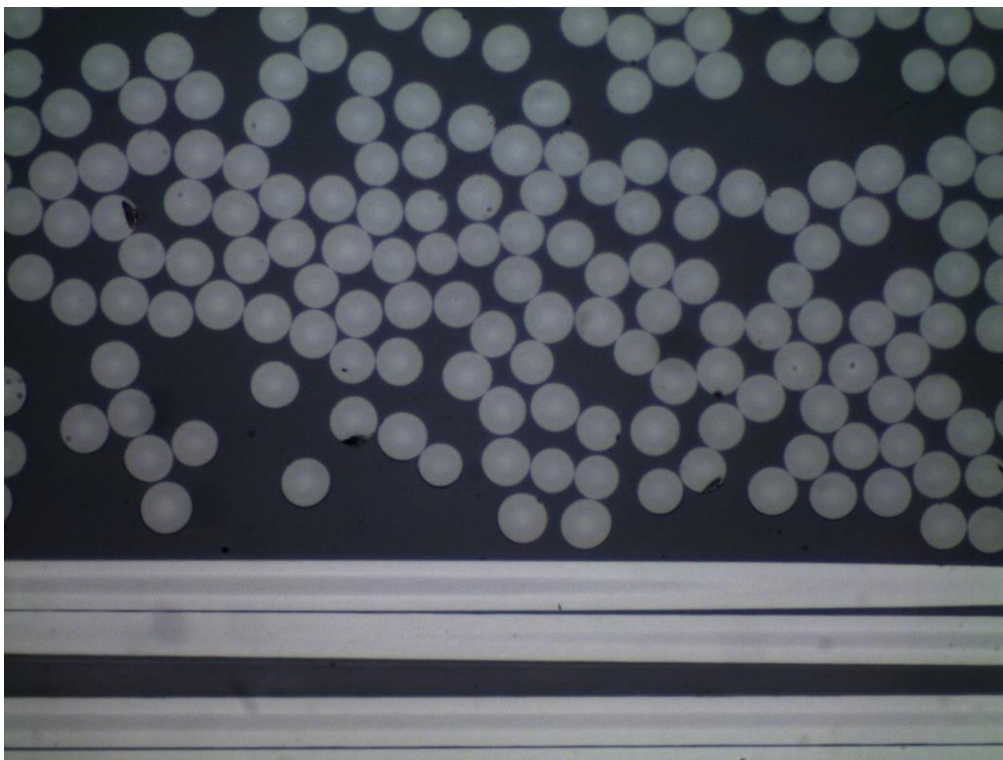


Figura 4-183: 90<sub>4</sub>-15-pieza 2, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

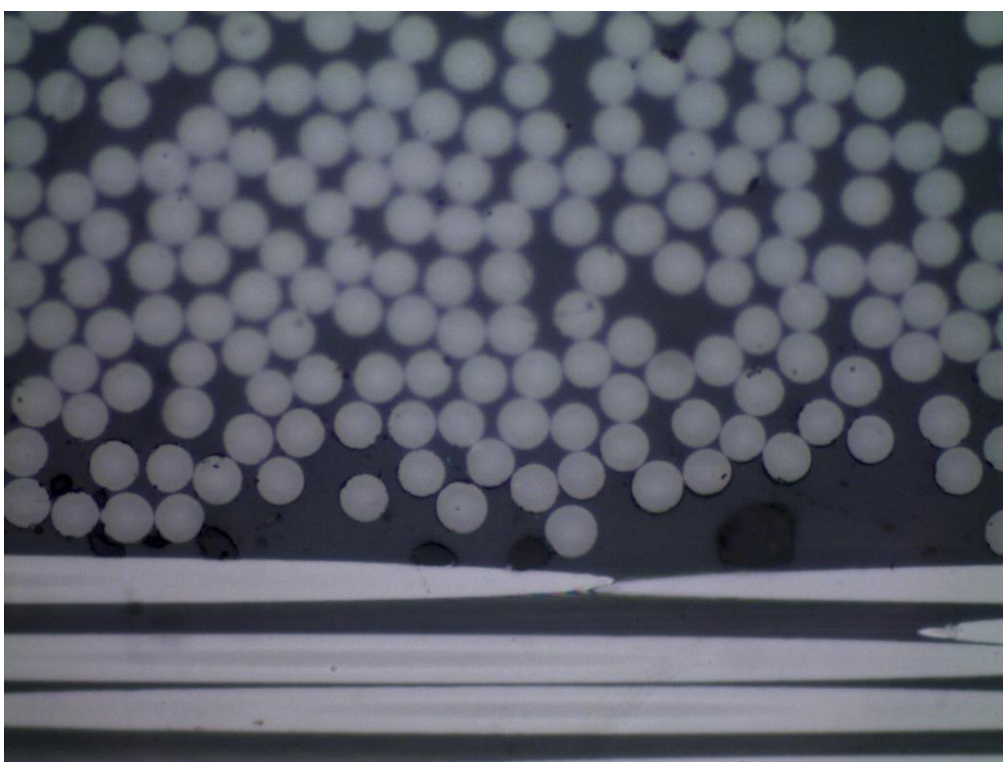


Figura 4-184: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



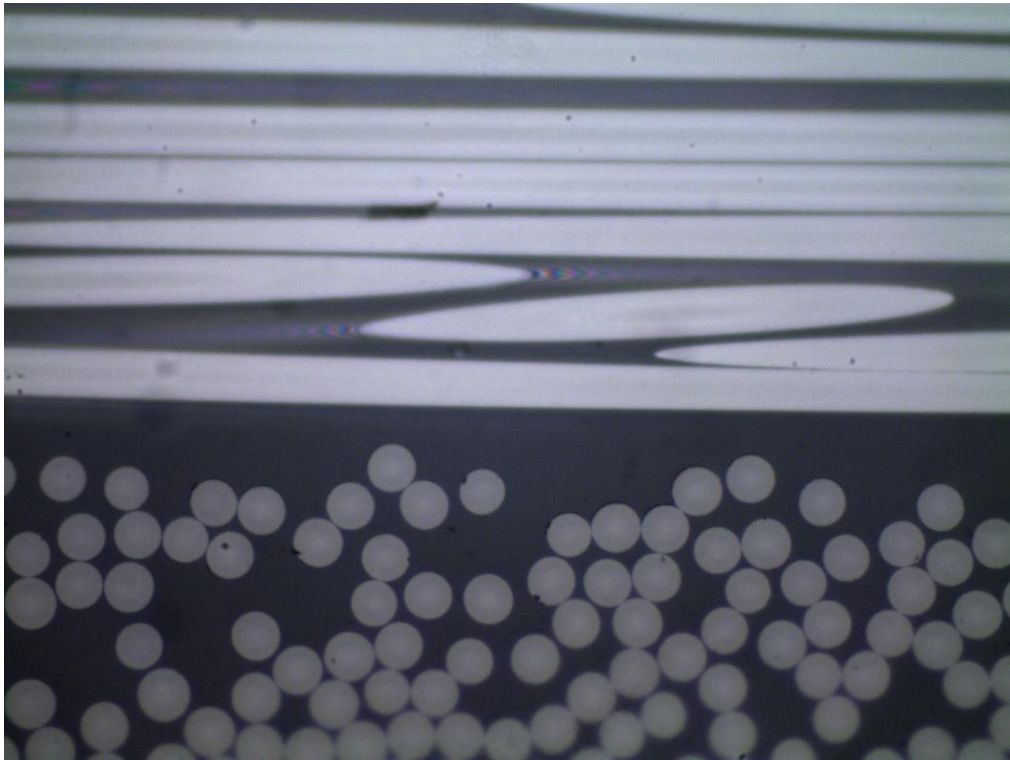


Figura 4-185: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

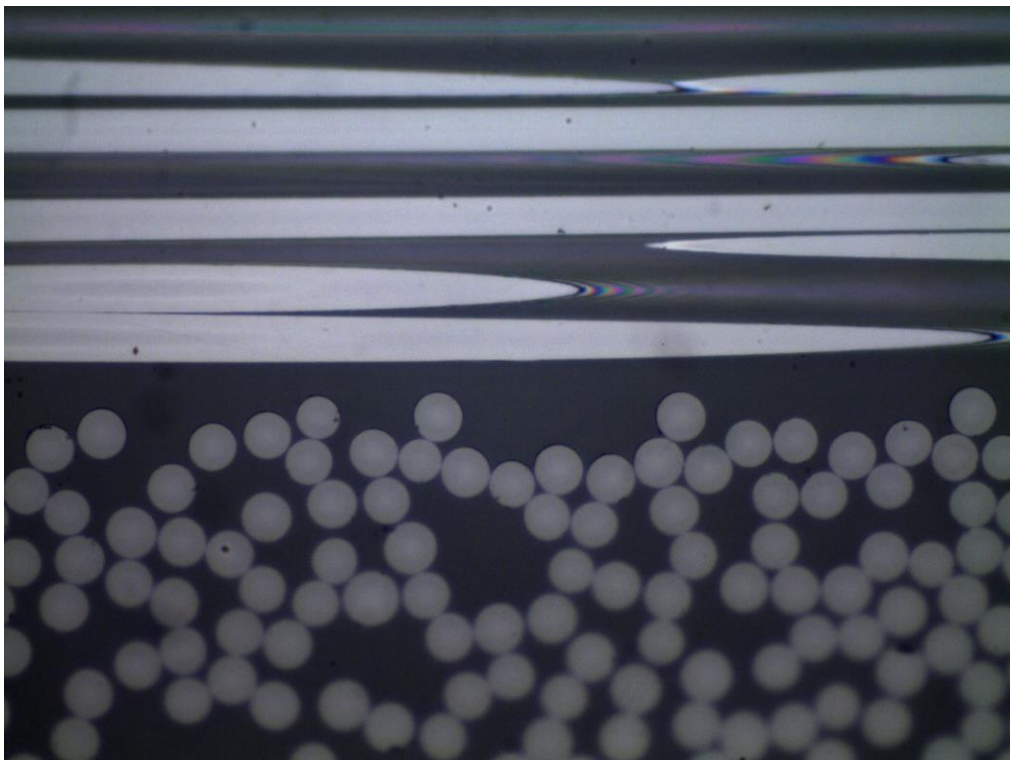


Figura 4-186: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

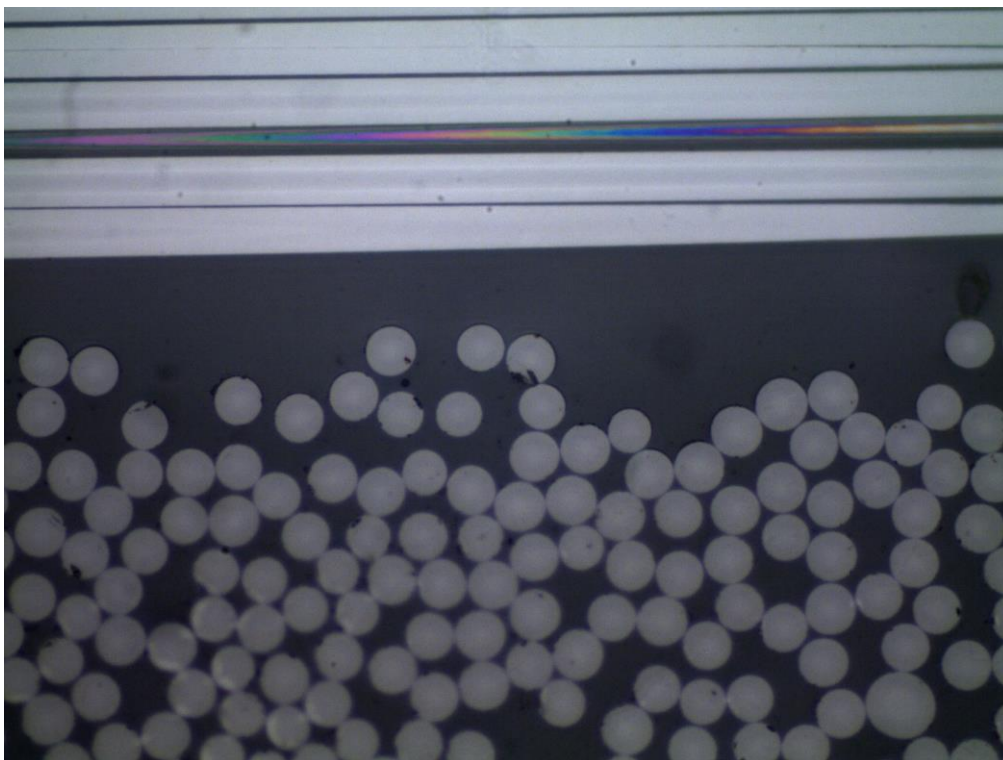


Figura 4-187: 90<sub>4</sub>-15-pieza 7, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

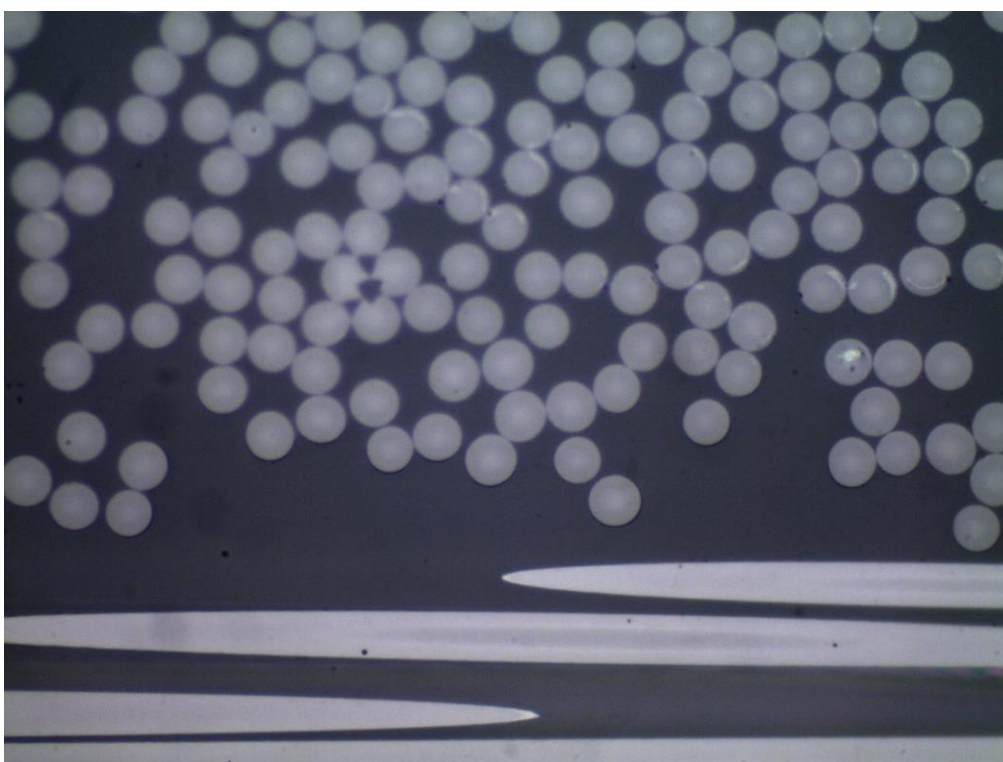


Figura 4-188: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



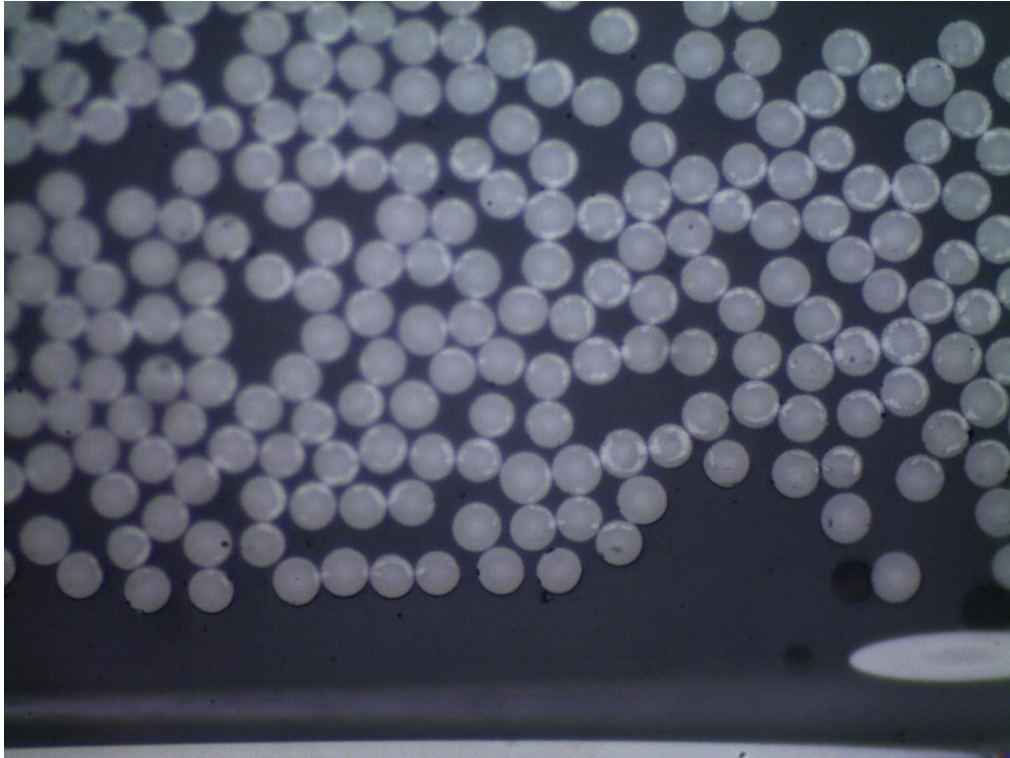


Figura 4-189: 90<sub>4</sub>-16-pieza 1, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

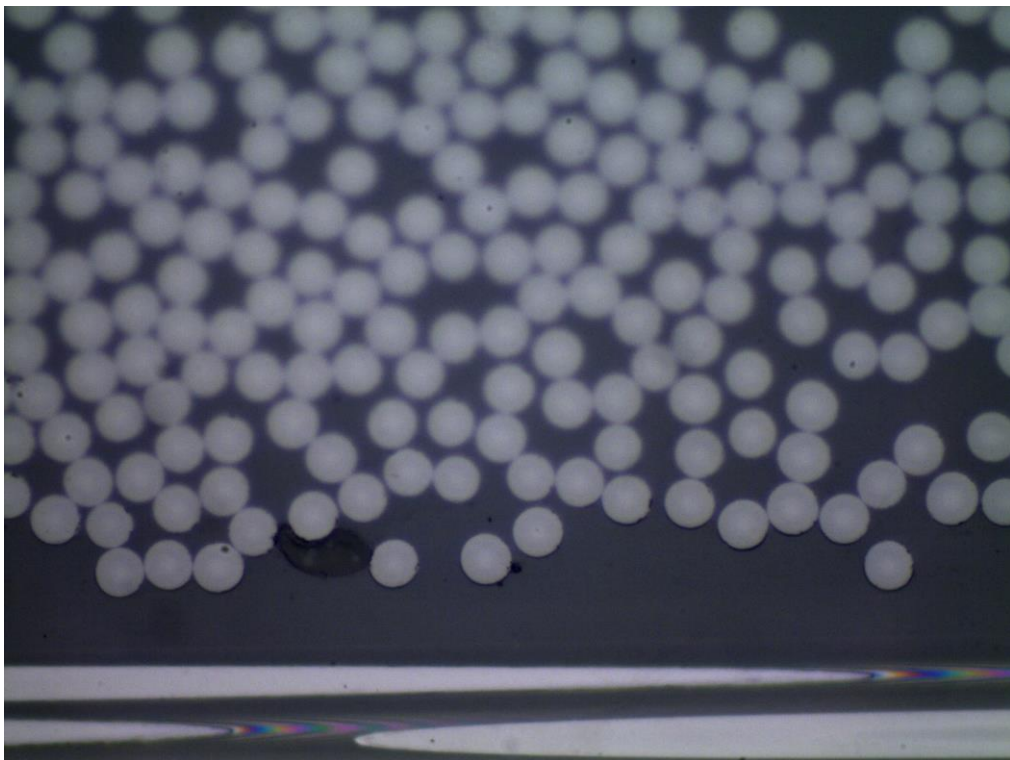


Figura 4-190: 90<sub>4</sub>-16-pieza 2, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

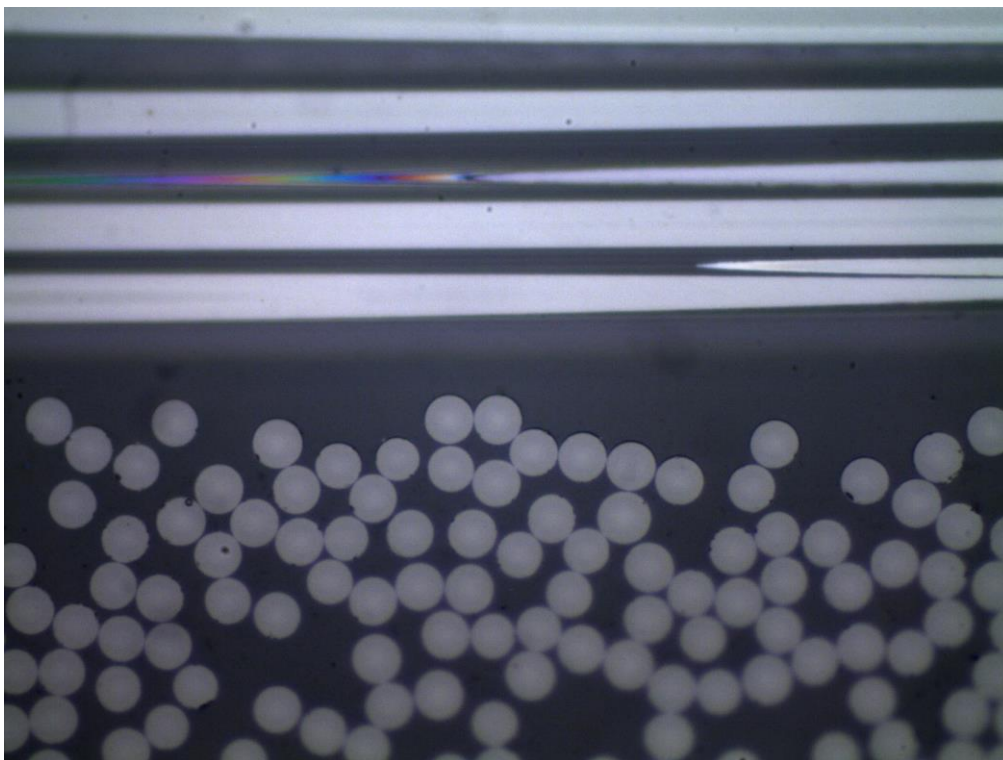


Figura 4-191: 90<sub>4</sub>-16-pieza 3, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

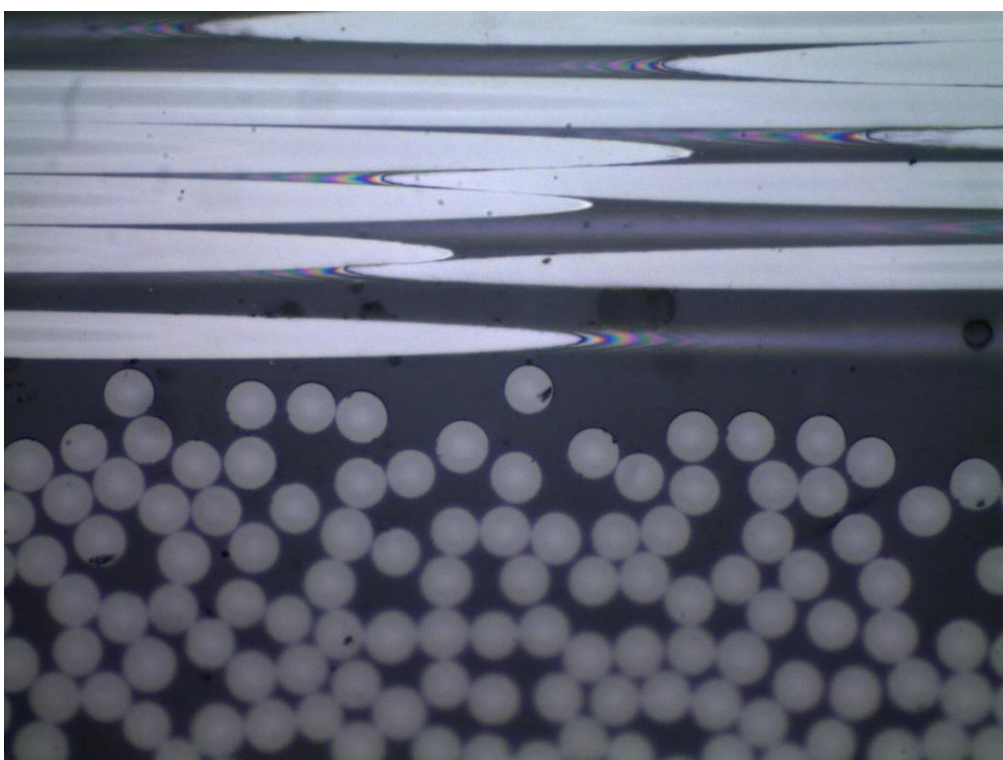


Figura 4-192: 90<sub>4</sub>-16-pieza 3, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



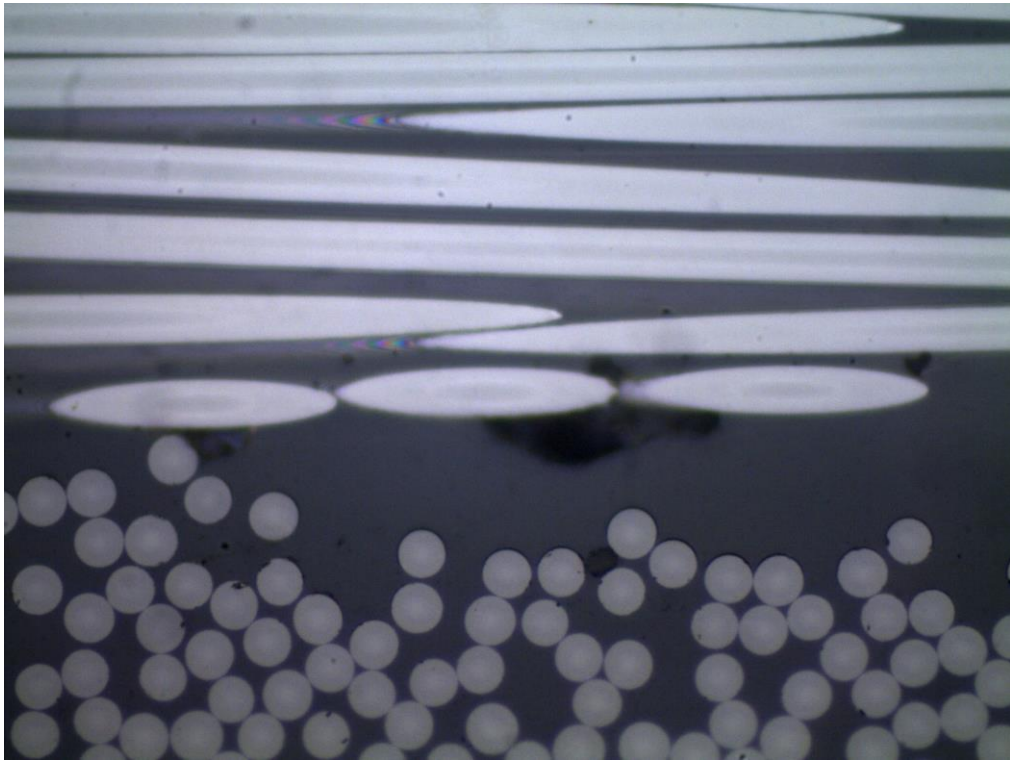


Figura 4-193: 90<sub>4</sub>-16-pieza 3, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

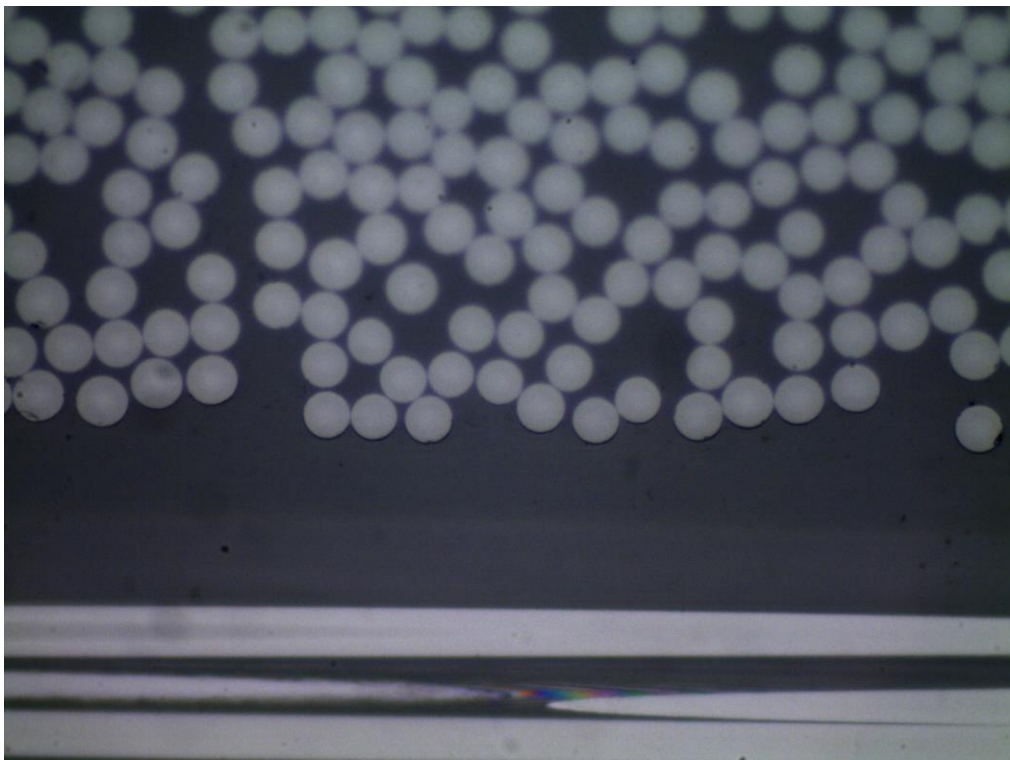


Figura 4-194: 90<sub>4</sub>-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

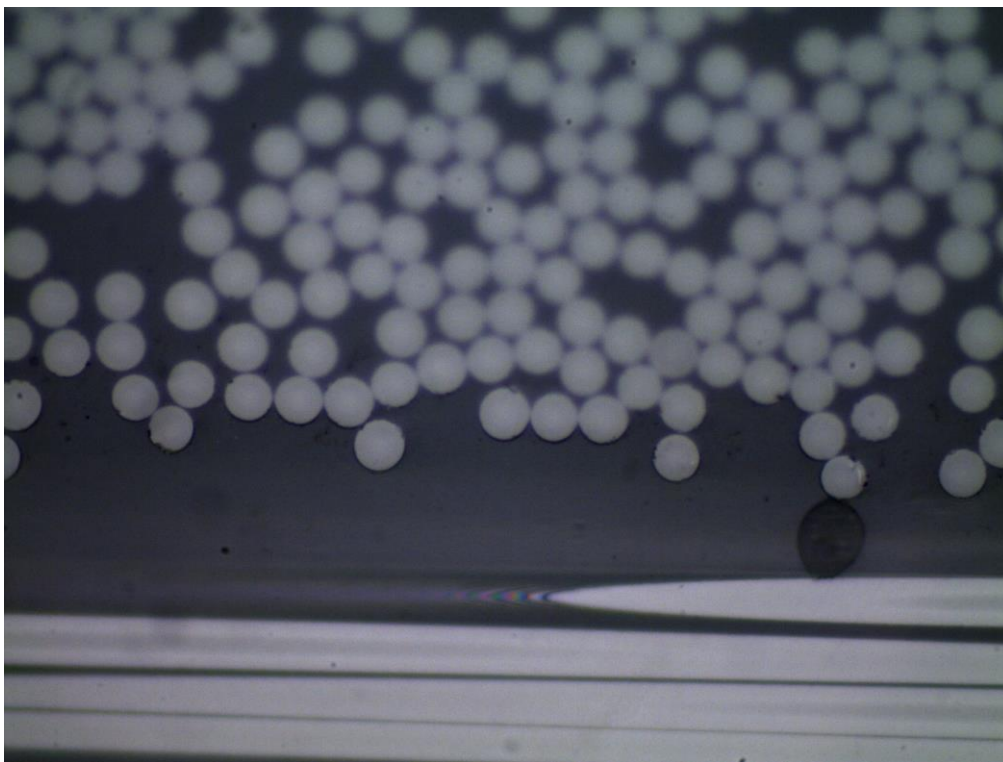


Figura 4-195: 90<sub>4</sub>-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

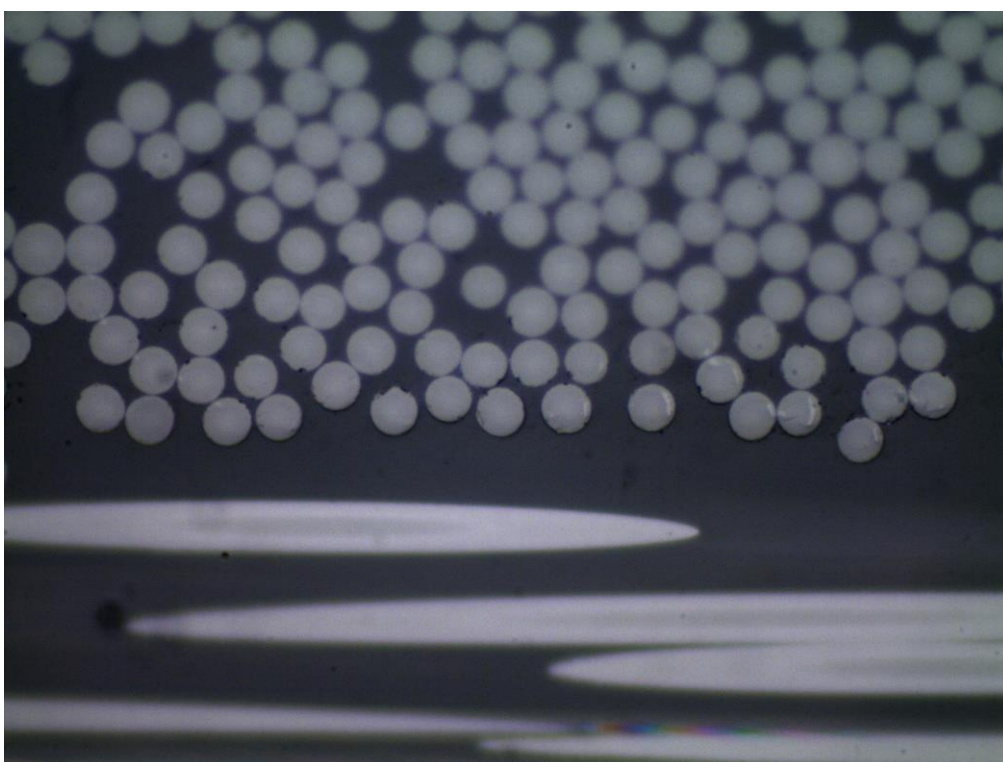


Figura 4-196: 90<sub>4</sub>-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



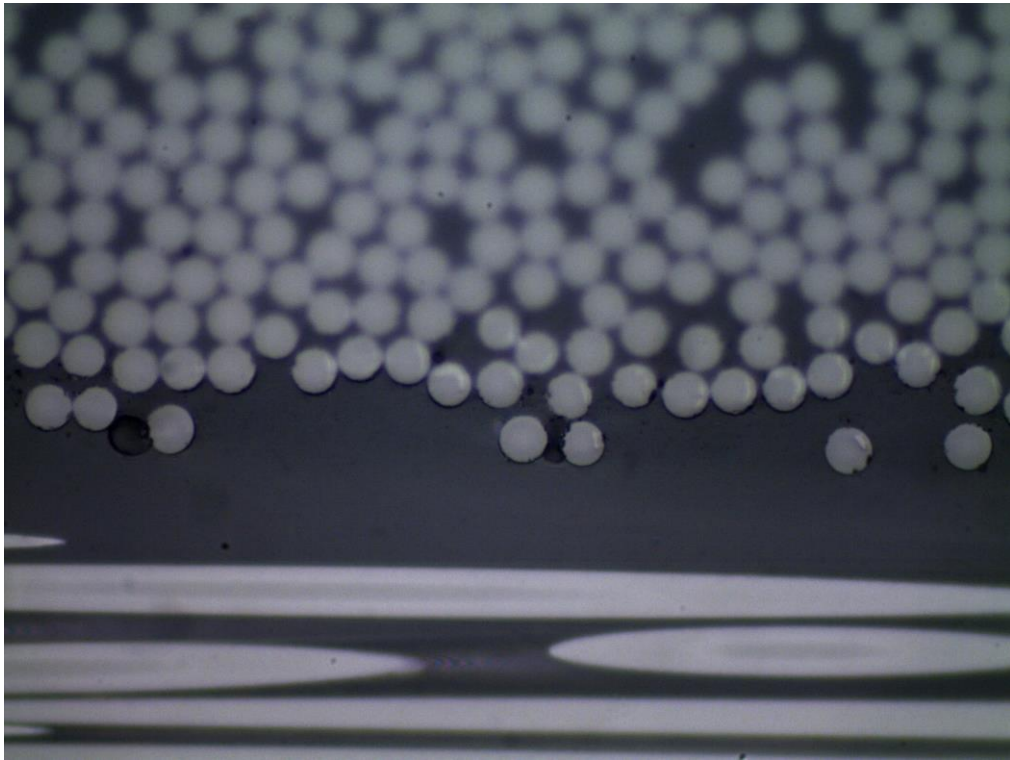


Figura 4-197: 90<sub>4</sub>-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

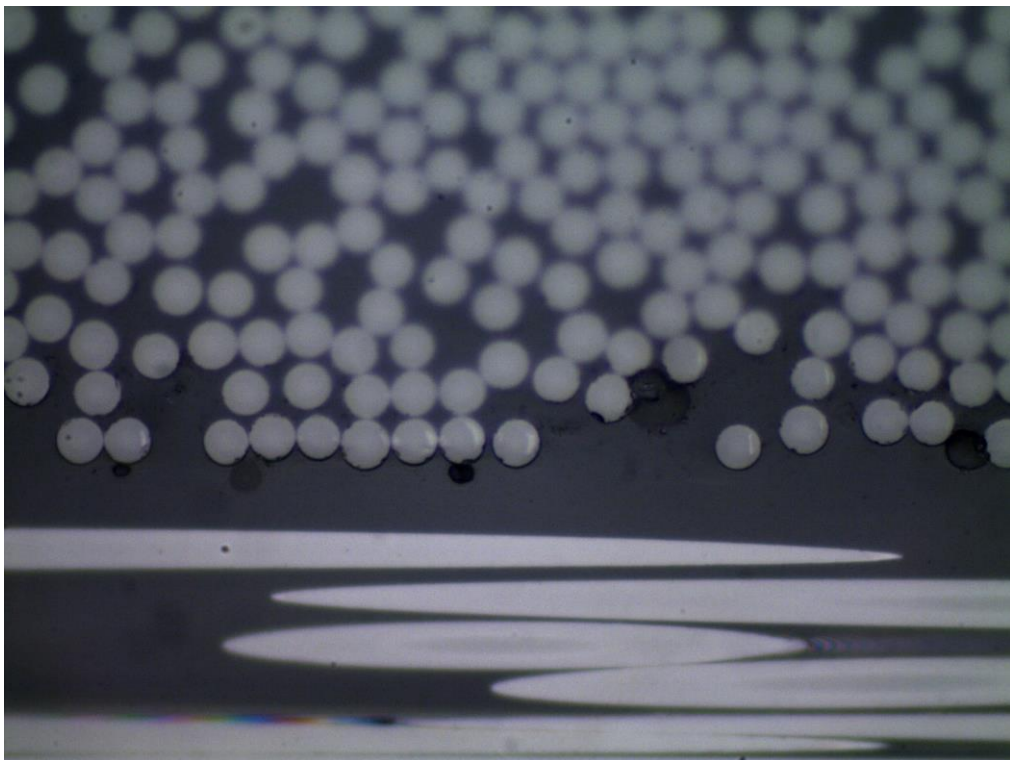


Figura 4-198: 90<sub>4</sub>-16-pieza 5, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

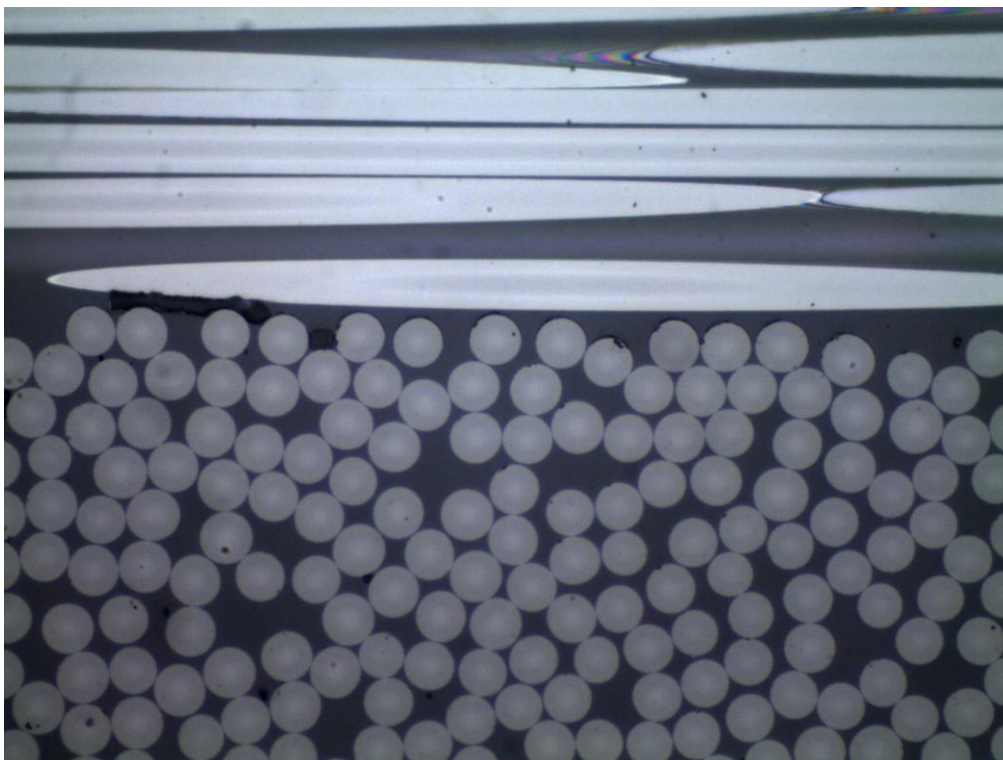


Figura 4-199: 904-17-pieza 1, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000

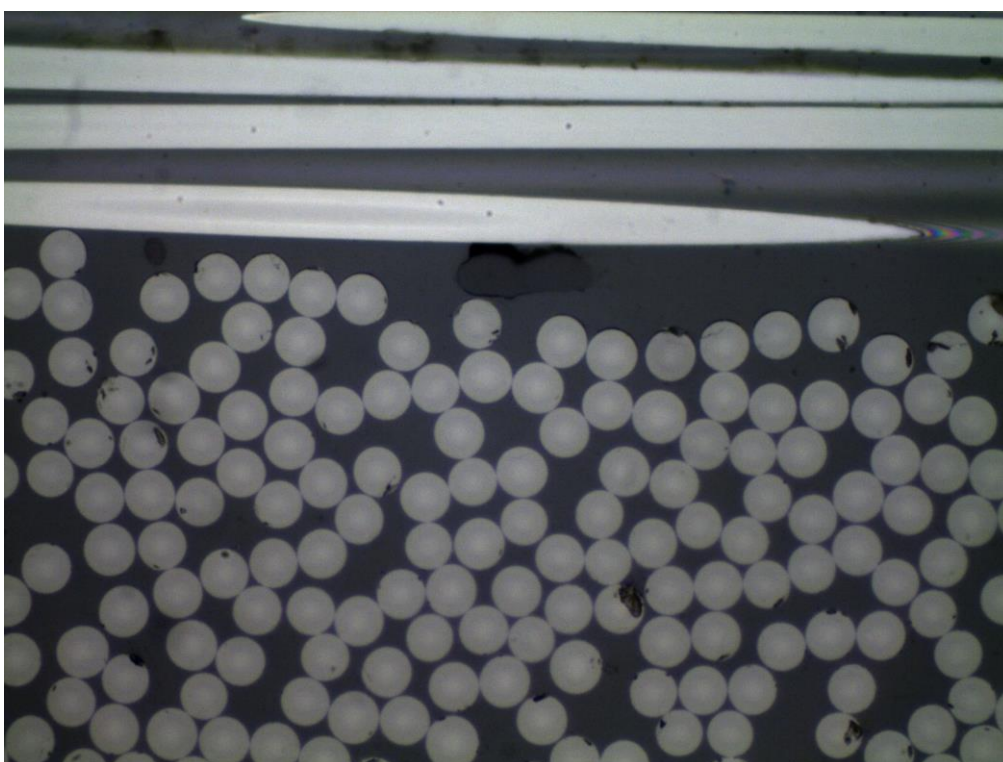


Figura 4-200: 904-17-pieza 6, despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0° a x1000



## 5 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS

Tras la clasificación e ilustración de los distintos daños encontrados en las últimas probetas ensayadas (hasta el primer sonido), se ha procedido a un análisis de los resultados obtenidos de manera general, de forma que podamos visualizar el conjunto de daño observado para cada probeta y, extrapolándolo, para cada laminado. Así, podremos sacar algunas conclusiones tras nuestro estudio. El apartado se abordará realizando un análisis de cada laminado por separado (usando las tablas que vemos recogidas a continuación, Tabla 5-1 y Tabla 5-2), seguido de un análisis conjunto de los resultados, a modo de comparativa entre ambos.

Tabla 5-1: Tabla de resultados, daño en general clasificado para el laminado de 90

90	Pieza	Grieta transversal	Daño transversal generalizado	Despegues continuos	Despegues aislados	Daño longitudinal	Despegues longitudinales en zonas de transición de láminas
<b>13</b> <i>Nivel de carga</i> <b>23800 N</b> <i>~ 51%</i> <i>Rojo</i>	<b>1</b>		<b>III</b>		<b>II</b>		
	<b>2</b>		<b>III</b>	<b>I</b>			
	<b>3</b>			<b>I</b>			
	<b>4</b>		<b>IIII</b>	<b>I</b>	<b>I</b>		
	<b>5</b>		<b>III</b>	<b>I</b>			
	<b>6</b>		<b>II</b>	<b>III</b>	<b>II</b>		
<b>14</b> <i>Nivel de carga</i> <b>22400 N</b> <i>~ 48%</i> <i>Naranja</i>	<b>1</b>						
	<b>2</b>						
	<b>3</b>		<b>I</b>	<b>I</b>	<b>I</b>		
	<b>4</b>		<b>III</b>	<b>II</b>			
	<b>5</b>						<b>IIII</b>
	<b>6</b>						
<b>15</b> <i>Nivel de carga</i> <b>8500 N</b>	<b>1</b>						
	<b>2</b>						
	<b>3</b>						
	<b>4</b>						



<i>~ 18%</i>	<b>5</b>						
<i>Amarillo</i>	<b>6</b>						
<b>16</b>	<b>1</b>						<b>I</b>
<i>Nivel de</i>	<b>2</b>						<b>II</b>
<i>carga</i>	<b>3</b>						<b>II</b>
<b>16000 N</b>	<b>4</b>						
<i>~ 34%</i>	<b>5</b>						<b>IIII</b>
<i>Amarillo</i>	<b>6</b>						<b>III</b>
<b>1'</b>	<b>1</b>			~ ~ ~	~		<b>IIII</b>
<i>Nivel de</i>	<b>2</b>			~ ~	~ I ~		<b>I</b>
<i>carga</i>	<b>3</b>						
<b>9900 N</b>	<b>4</b>						
<i>~ 21%</i>	<b>5</b>						
<i>Rojo</i>	<b>6</b>			~ ~		~	<b>IIII</b>

Con respecto al análisis de los resultados del laminado de 90, tras la observación de la Tabla 5-1, podemos sacar una serie de conclusiones:

- En primer lugar, haremos una comparativa entre las propias probetas del laminado y a qué porcentaje de nivel de carga se ha parado el ensayo para cada una. Lo primero que llama la atención, es que las probetas número 15 y 16 carecen de daño alguno (a excepción de los pocos *despegues longitudinales en zonas de transición de láminas* encontrados en algunas piezas de la probeta 16). Si nos fijamos en el nivel de carga hasta el cual fueron ensayadas, una del orden del ~ 18% sobre la carga de rotura y otro del ~ 34%, vemos que éste es inferior del típico ~ 47% que veíamos en el apartado *Segundo análisis: Detección acústico del daño*. Segundo análisis: al cual se registraba el primer sonido asociado al daño. Además, podemos observar en el código de colores que hemos empleado como definición de intensidad acústica, que ambos han sido considerados de un nivel audible débil (amarillo, pero amarillo equivalente al tipo de amarillo de 90<sub>4</sub>), comportamiento anómalo para el laminado de 90, ya que, como veíamos previamente, los sonidos asociados a tal laminado eran intensos y fuertes, presentando pues, como resultado, que a este nivel de sonido audible, junto al equivalente porcentaje en carga al que se ha parado el ensayo, no se haya producido ningún daño reseñable, lo que da pie a sacar ambas probetas del estudio que realizaremos a posteriori comparando ambos laminados; y no sólo eso, sino que también nos sirve como resultado para ensayos futuros, donde vemos que carece de sentido parar el ensayo si el primer sonido audible no sigue la tendencia general de intensidades, sonidos fuertes y secos.

Lo segundo que llama la atención, y en la línea de comparar el porcentaje de producción del primer daño entre las probetas del laminado de 90, es el comportamiento anómalo de la probeta número 1'. En este caso, sí que se registró un sonido fuerte y seco que determinó la parada del ensayo de tracción, sólo que el porcentaje de carga esperado no seguía la tendencia general. Una vez más hablamos de un porcentaje de carga del ~ 21% mientras que el resultado esperable, como se comentó previamente, era entorno al ~ 47%. Sin embargo, merece especial atención qué tipo de daño es el que hemos encontrado. Si observamos la tabla, vemos que casi la totalidad del daño registrado (*despegues aislados* y *despegues*

*continuos* incluidos) ha sido longitudinal. Este comportamiento carece de sentido debido a la dirección de fuerza aplicada sobre la probeta y la composición de la misma, por lo que también hemos sacado esta probeta del estudio que se realizará conjuntamente con el otro laminado, del cual se obtendrán las conclusiones finales. Añadir que también nos sirve como resultado para ensayos futuros, donde vemos que, en esta ocasión, no tendrá sentido parar el ensayo si el primer sonido audible no alcanza un valor de porcentaje de rotura, como es el comportamiento general esperado.

- En segundo lugar, nos centraremos en el análisis de los resultados de las dos probetas aún objeto de estudio, es decir, la número 13 y la 14. De ellas, comentar que no se realizó una búsqueda de *despegues longitudinales en zonas de transición de láminas*. Este comportamiento fue teniendo en cuenta una vez que se tenía cierta experiencia en la visualización de las piezas en el microscopio, y dado que estas probetas fueron las primeras en ser vistas, su análisis careció de registro de estos *despegues*. Además, lo más destacable de la comparativa entre ambas, es el número de tipo de daño registrado en cada una. Si bien sólo hay una diferencia de unos 1400 N entre el cese de un ensayo y el otro (momento en el que se produjo el sonido de cada una), el daño registrado a posteriori es bastante más elevado y numeroso en la que su ensayo se paró después. Obviamente es un comportamiento esperable, ya que a mayor porcentaje de carga, cabe esperar un mayor daño producido; pero es curioso el nivel exponencial del aumento producido en el daño frente a tan baja diferencia de carga.
- Finalmente, añadir que no se ha registrado ninguna *grieta transversal* en el laminado de 90, aunque si bien sí que han sido numerosos los registros de *daño transversal generalizado*, quienes veíamos que en el caso del laminado de 90, abarcaban casi la totalidad de la capa a 90° (sólo hay una).

Tabla 5-2: Tabla de resultados, daño en general clasificado para el laminado de 90°

90°	Pieza	Grieta transversal	Daño transversal generalizado	Despegues continuos	Despegues aislados	Daño longitudinal	Despegues longitudinales en zonas de transición de láminas
14 <i>Nivel de carga</i> 16100 N ~ 38% Naranja	1			I	I		II
	2						
	3			I	II		II
	4				I		I
	5						
	6						III
	7			I	III	~~	IIIIII
15 <i>Nivel de carga</i> 11300 N ~ 27%	1				I ~ ~ ~		IIII
	2				I		IIIIIIIIII
	3						III
	4						
	5						

<i>Amarillo</i>	<b>6</b>						
	<b>7</b>		<b>I</b>	~	~ II	~	
<b>16</b>	<b>1</b>			<b>I</b>	~ I		
<i>Nivel de</i>	<b>2</b>						
	<b>3</b>						
<i>carga</i>	<b>4</b>			<b>I</b>			
<b>17000 N</b>	<b>5</b>						
<b>~ 40%</b>	<b>6</b>						
<i>Rojo</i>	<b>7</b>	<b>I</b>		<b>I</b>	<b>II</b>	~	
<b>17</b>	<b>1</b>		<b>I</b>				
<i>Nivel de</i>	<b>2</b>			<b>I</b>	<b>I</b>		
	<b>3</b>			<b>I</b>	<b>I</b>		
<i>carga</i>	<b>4</b>			<b>I</b>			
<b>17300 N</b>	<b>5</b>						
<b>~ 41%</b>	<b>6</b>				<b>I</b>		
<i>Amarillo</i>	<b>7</b>	<b>I</b>		II ~	~ ~ II		

A continuación, pasaremos al análisis de los resultados del laminado de 90<sub>4</sub>, que tras la observación de la Tabla 5-2, podemos sacar una serie de conclusiones:

- En primer lugar, vamos a tratar el tema del sonido en este laminado. Concretamente, nos centraremos en el tema de la intensidad del sonido. Si bien en el laminado anterior sí que encontrábamos una cierta correlación entre el daño esperado y la intensidad de este, en esta ocasión esa correlación brilla por su ausencia: si prestamos atención a los resultados de la probeta número 16 y los comparamos con los de la probeta número 17, vemos que en ambas probetas se ha llegado a la producción del mayor daño considerado en este análisis, es decir, hemos encontrado una *grieta transversal*. Si ahora nos fijamos en el nivel de carga para el cual el primer sonido y por tanto la parada del ensayo se ha producido, vemos que ambos son similares, por lo cual estamos ante un comportamiento del daño esperable. Ahora bien, si continuamos observándonos en ambas probetas, vemos cómo la intensidad del sonido varía de una a otra: mientras que la probeta número 16 registraba un color rojo (fuerte) en la escala de los laminados de 90<sub>4</sub>, la probeta número 17 ha sido clasificada como amarillo (débil, en la misma escala), lo cual deja evidencia de la falta de correlación entre la intensidad de sonido escuchada frente al daño reflejado a posteriori, al menos, en el laminado de 90<sub>4</sub>, como acabamos de demostrar. Por tanto, no será concluyente el estudio de las intensidades del sonido realizado para este tipo de laminado, y queda fuera del presente estudio.
- En segundo lugar, y al igual que hicimos para el laminado de 90, estudiaremos el porcentaje de producción del primer daño. En este caso, y según el apartado anterior (*Segundo análisis:*), el porcentaje para el cual se producirá el primer daño debería estar en torno al 29% de la carga de rotura. En esta ocasión, observamos que se han registrados valores mayores, aunque aún siguen siendo inferiores a los

que nos encontrábamos para el caso del laminado de 90.

En la misma línea de la idea anterior, retomamos el hecho de que el porcentaje de carga para el cual se produzca el primer sonido, influye en el daño después registrado. Este resultado queda perfectamente reflejado en la Tabla 5-2, donde vemos que aquellas probetas cuyo ensayo se ha parado a porcentajes de carga mayores (las probetas número 16 y 17) presentan niveles mayores de daño, ya que son las poseedoras de la *grieta transversal* como tal. Además, cabe mencionarse que una vez más, la diferencia de carga de este par de probetas con respecto a la probeta número 14, no varía en más de 1200 N, y sin embargo, el que se haya producido el primer sonido en uno u otro nivel de carga, sí que ha dado resultados de daños significativamente diferentes: ya no sólo de cara a que no se haya producido ninguna *grieta transversal* en la probeta 14, sino es que tampoco se ha producido ningún *daño transversal generalizado* en ninguna de sus piezas, y observamos que la diferencia de carga es en torno a los 1000 N, como ya se ha comentado. Volvemos a ver este carácter exponencial comentado para el laminado anterior, donde una pequeña diferencia de la carga aplicada en el momento de la producción del sonido, supone una gran diferencia en el registro del daño hallado. Esto nos hace pensar que el daño se genera de forma inmediata.

- Finalmente, habría que incluir un último aspecto observable en la Tabla 5-2: no sólo se producido daño transversal sino que también hay constancia de la producción de daño longitudinal, marcado con ~ en la tabla. Ante esta afirmación, debemos prestar más atención en el número de la pieza en el que este tipo de daño se ha producido. En efecto, si observamos la tabla, vemos que todo el daño longitudinal (ya sean *despegues aislados*, *despegues continuos* o *daño longitudinal en sí*) aparece siempre en las piezas número 1 o número 7, aquellas que si recordamos bien, estaban en contacto con las mordazas. No podemos afirmar con exactitud que este comportamiento observado haya sido causa de la aplicación de la fuerza ejercida por las mordazas sobre el material, pero podemos considerar que es un buen punto por el cuál empezar la búsqueda de las causas. En la misma línea de este resultado, recordamos como en apartados previos (en concreto el apartado de Estudios futuros), dejaba en el aire una producción de daño longitudinal observada en zonas ricas en matriz y, que ligado al resultado aquí comentado de que sólo hemos encontrado daño longitudinal en las piezas colindantes con las mordazas, podemos buscar también justificación de este daño en zonas ricas en matriz debido a las mismas, aunque si bien es sólo una idea inicial de la cual desarrollar otro posible estudio, y que se dejará para el apartado de Conclusiones y desarrollos futuros. Por último, añadir que en este laminado, podemos ver numerosos *despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0°*, pero que no vamos a hacer una mención más allá de la que acabamos de realizar, ya que estará también delegado al apartado de Conclusiones y desarrollos futuros.

Finalmente, mostraremos un pequeño estudio comparativo entre ambos laminados:

- Si bien ya ha sido descartado el uso del sonido como identificador del daño observado en las diferentes probetas de un mismo laminado, sí que nos gustaría incluir una posible justificación a por qué el sonido en general en el laminado de 90<sub>4</sub> es más suave y débil que el del laminado de 90, considerado intenso y fuerte, mientras que el daño obtenido en ambos laminados para ensayos hasta el primer sonido, presenta condiciones de magnitud y extensión similares, como veíamos en el apartado de Daño transversal generalizado. La posible justificación se ha buscado en relación a un posible amortiguamiento del sonido: este comportamiento puede ser debido a que las ondas acústicas producidas por la energía liberada en la aparición del daño en el laminado de 90<sub>4</sub>, al tener más cantidad de material que el laminado de 90, tienen más medio físico por el cual propagarse, produciéndose un posible amortiguamiento de dichas ondas y dando como resultado una percepción del sonido más débil, mientras que el daño en sí ha sido el mismo que en el laminado de 90.
- El otro punto objeto de estudio ha sido la comparación entre la cantidad de daño producido en uno u otro laminado. En primer lugar, y tras haber sido mencionado reiteradas veces, tras la comparación de la Tabla 5-1 (solo las probetas 13 y 14, como ya se ha deducido) y la Tabla 5-2, queda demostrado que el nivel de carga para el cual se produce el primer daño (primer sonido) en el laminado de 90<sub>4</sub> es inferior al nivel de carga para el cual se produce en el laminado de 90, dejando constancia del conocido como efecto escala, por el cual, al tener el laminado de 90<sub>4</sub> más láminas cuyas fibras están orientadas



perpendicularmente a la dirección de la aplicación de la carga, presenta una menor resistencia y rigidez que el laminado que solo tenía una. En segundo lugar, y retomando el hilo concluyente de apartados anteriores (Daño transversal generalizado), encontramos que tanto la magnitud como la extensión tanto de los *despegues aislados*, como de los *despegues continuos*, como de los *daños transversales generalizados*, son similares en ambos laminados, lo que si recordamos, significaba que el *daño transversal generalizado* para el laminado de 90<sub>4</sub> no abarcaba la mayoría de la amplitud de la capa a 90°, como lo hacía en el caso del laminado de 90, consecuencia de la presencia de zonas ricas en matriz en la transición de láminas a 90°. Sin embargo, en contraposición a este resultado, la *grieta transversal* como tal no ha sido encontrada en ninguna probeta perteneciente al laminado de 90, mientras que han sido apreciable dos de ellas en las probetas ensayadas del laminado de 90<sub>4</sub>. Si unimos ambos resultados, podríamos decir que la cantidad de daño producido en ambos laminados ante el primer sonido registrado, es equivalente, si bien a diferentes porcentajes de carga registrados, lo cual revela una menor resistencia en el laminado de 90<sub>4</sub> (efecto escala).



## 6 CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS

### 6.1 Conclusiones finales

A continuación se ha incluido el resumen de las conclusiones finales:

- Aparición del fallo más temprano en el laminado grueso (90<sub>4</sub>) frente al laminado delgado (90), es decir, se han registrado valores de porcentaje de cargas menores para el caso del laminado grueso que para el caso del laminado delgado ante el primer sonido observado (primer daño).
- En ambos laminados, ante una pequeña variación de la magnitud de la carga a la que se tuvo que parar el ensayo (ensayos hasta primer sonido) derivó en apreciables diferencias del daño encontrado.
- Las *grietas transversales* como tal solo se han producido en el laminado grueso.
- El *daño transversal generalizado* ha presentado la misma magnitud y extensión en un laminado que en otro, lo que da como resultado que el *daño transversal generalizado* como tal solo se ha propagado casi en la totalidad de las capas a 90° en el laminado delgado.
- Influencia de las zonas ricas en matriz, sobre todo la zona de transición de las láminas a 90°, donde se han registrado dos comportamientos diferentes: aparición de daño longitudinal, por un lado, y falta de transmisión de daño transversal por el otro, lo que daba como consecuencia el comportamiento observado en el punto anterior.
- Aparición de *despegues aislados* y *despegues continuos* indistintos en ambos laminados.
- Notables diferencias acústicas, siendo más apreciable el sonido liberado por el daño producido en los laminados delgados que en los gruesos (mucho más fuerte). Posible amortiguamiento ya comentado en Análisis de los resultados, donde veíamos que este comportamiento podría ser debido a que las ondas acústicas producidas por la energía liberada en la aparición del daño en el laminado de 90<sub>4</sub>, al tener más cantidad de material que el laminado de 90, tienen más medio físico por el cual propagarse, produciéndose dicho amortiguamiento.

### 6.2 Desarrollos futuros

De cara a desarrollos futuros, encontramos dos líneas de investigación principales:

- Empleo de laminados formados por láminas ultradelgadas, con el objetivo de reducir las zonas ricas en matriz en la transición de láminas a 90°, y comprobar si se sigue presentando el mismo resultado obtenido en este trabajo o, en contraposición, si ya no se produce una “parada” del *daño transversal generalizado* en el laminado grueso, alcanzando éste un comportamiento similar al que presentaba el laminado delgado: la propagación del *daño transversal generalizado* a casi la totalidad de la capa a 90°.
- Estudio del resultado aquí comentado de los *despegues longitudinales en zonas de transición entre láminas de 90° y 0°*. Búsqueda de las posibles causas de los mismos, y si ésta puede estar relacionada con la presencia de tensiones residuales en el material, generadas durante el enfriamiento tras el curado. Observación al microscopio de probetas sin ensayar para ver si se detectan estos despegues. Posible extrapolación de los resultados obtenidos al daño longitudinal hallado en las zonas ricas en matriz.





## REFERENCIAS

---

- [1] Escobar, M. M. (06/072013). Nanotubo.com.ar Recuperado de <http://www.nanotubo.com.ar/nota.php?id=15>
- [2] Flaggs, D.L., Kural, M. H., Experimental determination of the in situ transverse lamina strength in graphite/epoxy laminates. J. Comp. Mat., 16 (1982), pp. 103-116
- [3] AENOR, «Material aeroespacial, Plásticos reforzados con fibra de carbono, Estratificados unidireccionales, ensayo de tracción paralelamente a la dirección de la fibra», Norma Española, 1996.
- [4] Paris F., Cañas J., Marín, J.C., Barroso A., Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos, Sevilla: Sección de Publicaciones. Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales. Universidad de Sevilla (2009)
- [5] Peña, M. J. Efecto escala en la resistencia a tracción de laminados de material compuesto. Trabajo de Fin de Grado. Universidad de Sevilla, Sevilla. (2017)

# ANEXO A

Tabla 0-1: Tabla de medidas de las probetas (1)

PROBETAS	SUBÍNDICE	espesor 1	espesor 2	espesor 3	ESPESOR (mm)
90/1	1	1,764	1,755	1,727	1,748666667
90/1	2	1,77	1,788	1,75	1,769333333
90/1	3	1,752	1,75	1,752	1,751333333
90/1	4	1,777	1,792	1,746	1,771666667
90/1	5	1,776	1,783	1,769	1,776
90/1	6	1,791	1,78	1,734	1,768333333
90/1	7	1,784	1,755	1,78	1,773
90/1	8	1,782	1,778	1,786	1,782
90/1	9	1,742	1,773	1,744	1,753
90/1	10	1,762	1,785	1,788	1,778333333
90/1	11	1,749	1,785	1,773	1,769
90/1	12	1,863	1,758	1,764	1,795
90/1	13	1,771	1,774	1,778	1,774333333
90/1	14	1,768	1,769	1,777	1,771333333
90/1	15	1,76	1,736	1,735	1,743666667
90/1	16	1,767	1,776	1,747	1,763333333
90/1	10p	1,758	1,745	1,739	1,747333333
90/1	11p	1,818	1,762	1,738	1,772666667
90/1	1p	1,746	1,757	1,763	1,755333333
90/1	2p	1,736	1,768	1,751	1,751666667
90/1	3p	1,736	1,755	1,725	1,738666667
90/1	4p	1,739	1,756	1,755	1,75
90/1	5p	1,748	1,739	1,73	1,739
90/1	6p	1,79	1,731	1,735	1,752
90/1	7p	1,751	1,761	1,752	1,754666667
90/1	8p	1,742	1,74	1,735	1,739
90/1	9p	1,734	1,722	1,73	1,728666667
90/2	1	1,915	1,904	1,901	1,906666667
90/2	2	1,937	1,938	1,956	1,943666667

90/2	3	1,945	1,921	1,906	1,924
90/2	4	1,926	1,931	1,935	1,930666667
90/2	5	1,925	1,962	1,942	1,943
90/2	6	1,914	1,939	1,912	1,921666667
90/2	7	1,952	1,97	1,911	1,944333333
90/2	8	1,937	2,07	1,926	1,977666667
90/2	9	1,981	1,943	1,935	1,953
90/2	10	1,958	1,942	1,933	1,944333333
90/2	11	1,947	1,932	1,937	1,938666667
90/2	12	1,963	1,93	1,926	1,939666667
90/2	13	1,925	1,946	1,959	1,943333333
90/2	14	1,921	1,914	1,929	1,921333333
90/2	15	1,94	1,907	1,938	1,928333333
90/2	16	1,926	1,927	1,917	1,923333333
90/2	10p	1,911	1,907	1,918	1,912
90/2	11p	1,927	1,924	1,911	1,920666667
90/2	1p	1,923	1,937	1,927	1,929
90/2	2p	1,95	1,932	1,935	1,939
90/2	3p	1,95	1,922	1,922	1,931333333
90/2	4p	1,966	1,92	1,957	1,947666667
90/2	5p	1,952	1,927	1,924	1,934333333
90/2	6p	1,951	1,951	1,948	1,95
90/2	7p	1,951	1,957	1,956	1,954666667
90/2	8p	1,959	1,941	1,936	1,945333333
90/2	9p	1,918	1,917	1,942	1,925666667
90/4	1	2,283	2,26	2,265	2,269333333
90/4	2	2,323	2,304	2,29	2,305666667
90/4	3	2,274	2,274	2,258	2,268666667
90/4	4	2,367	2,307	2,273	2,315666667
90/4	5	2,284	2,299	2,299	2,294
90/4	6	2,278	2,279	2,258	2,271666667
90/4	7	2,296	2,299	2,265	2,286666667
90/4	8	2,251	2,291	2,296	2,279333333
90/4	9	2,278	2,279	2,297	2,284666667
90/4	10	2,302	2,312	2,292	2,302

90/4	11	2,259	2,29	2,287	2,278666667
90/4	12	2,29	2,267	2,276	2,277666667
90/4	13	2,282	2,302	2,293	2,292333333
90/4	14	2,293	2,315	2,316	2,308
90/4	15	2,309	2,283	2,27	2,287333333
90/4	16	2,322	2,272	2,307	2,300333333
90/4	17	2,302	2,305	2,307	2,304666667
90/4	18	2,28	2,288	2,276	2,281333333
90/4	19	2,302	2,29	2,307	2,299666667
90/4	20	2,289	2,277	2,28	2,282
90/4	21	2,289	2,277	2,273	2,279666667
90/4	22	2,279	2,285	2,291	2,285
90/4	23	2,28	2,283	2,289	2,284
90/4	24	2,281	2,288	2,276	2,281666667
90/4	25	2,297	2,265	2,28	2,280666667
90/4	26	2,294	2,304	2,309	2,302333333
90/4	27	2,299	2,296	2,298	2,297666667
90/4	28	2,271	2,285	2,276	2,277333333
90/8	1	3	3,026	3,035	3,020333333
90/8	2	3,021	3,014	3,02	3,018333333
90/8	3	3,013	2,993	3,019	3,008333333
90/8	3	3,065	3,04	3,046	3,050333333
90/8	4	3,075	3,042	3,061	3,059333333
90/8	5	3,027	3,012	3,032	3,023666667
90/8	6	3,049	3,022	3,041	3,037333333
90/8	7	3,046	3,008	3,023	3,025666667
90/8	8	3,057	3,014	3,046	3,039
90/8	9	3,022	3,005	3,016	3,014333333
90/8	10	3,033	3,004	3,017	3,018
90/8	11	3,034	3,061	3,025	3,04
90/8	12	3,01	3,016	3,003	3,009666667
90/8	14	3,067	3,04	3,007	3,038
90/8	15	3,057	3,015	3,036	3,036
90/8	16	3,05	3,035	3,027	3,037333333
90/8	17	3,067	3,032	3,001	3,033333333



90/8	18	3,036	2,994	3,024	3,018
90/8	19	3,043	3,007	3,052	3,034
90/8	20	3,044	3,026	3,046	3,038666667
90/8	21	3	3,02	3,024	3,014666667
90/8	22	3,058	3,009	3,04	3,035666667
90/8	23	3,022	3,01	3,03	3,020666667
90/8	24	3,047	3,023	3,062	3,044
90/8	25	3,055	3,018	3,038	3,037
90/8	26	2,993	3,034	3,05	3,025666667
90/8	27	3,023	3,019	3,025	3,022333333
90/8	28	3,008	3,011	3,012	3,010333333

Tabla 0-2: Tabla de medidas de las probetas (2)

PROBETAS	SUBÍNDICE	ancho 1	ancho 2	ancho 3	ANCHO (mm)	LONGITUD (mm)	ÁREA (mm <sup>2</sup> )
90/1	1	14,97	14,97	14,97	14,97	127,5	26,17754
90/1	2	15,03	14,98	15	15,00333333	128	26,54589778
90/1	3	14,95	14,88	15	14,94333333	127,5	26,17075778
90/1	4	14,97	14,93	15	14,96666667	127,5	26,51594444
90/1	5	15,03	15,04	15,01	15,02666667	127,5	26,68736
90/1	6	15,03	14,99	15,01	15,01	127,5	26,54268333
90/1	7	15,1	15,02	15,01	15,04333333	127,5	26,67183
90/1	8	14,92	14,89	14,93	14,91333333	128	26,57556
90/1	9	15,06	15,03	15	15,03	127,5	26,34759
90/1	10	15,02	15,01	15,01	15,01333333	127,5	26,69871111
90/1	11	15,07	14,99	15,01	15,02333333	128	26,57627667
90/1	12	15,05	15,03	15,03	15,03666667	128	26,99081667
90/1	13	14,98	15,02	15,09	15,03	128	26,66823
90/1	14	15,02	15,02	15,03	15,02333333	127,5	26,61133111
90/1	15	15,08	15,03	15	15,03666667	128	26,21893444
90/1	16	15,01	15,02	15,03	15,02	128	26,48526667
90/1	10p	15,15	15,13	15,08	15,12	131	26,41968
90/1	11p	15,06	14,61	14,68	14,78333333	131	26,20592222
90/1	1p	14,96	14,93	14,94	14,94333333	131	26,23053111
90/1	2p	14,93	14,94	14,95	14,94	131	26,1699
90/1	3p	15,03	15,01	15	15,01333333	131	26,10318222

90/1	4p	14,98	14,99	15	14,99	131	26,2325
90/1	5p	15,15	15,12	15,08	15,11666667	131	26,28788333
90/1	6p	15,02	14,98	14,98	14,99333333	131	26,26832
90/1	7p	15,16	15,1	15,08	15,11333333	131	26,51886222
90/1	8p	14,9	15,02	15,16	15,02666667	131	26,13137333
90/1	9p	15,11	15,13	15,15	15,13	131	26,15472667
90/2	1	15,11	15,05	15	15,05333333	126,5	28,70168889
90/2	2	14,94	15,03	15,12	15,03	127,5	29,21331
90/2	3	15,08	15,05	15,04	15,05666667	127	28,96902667
90/2	4	15,1	15,04	15,02	15,05333333	128,5	29,06296889
90/2	5	14,98	15	15,08	15,02	127,5	29,18386
90/2	6	15,04	15,06	15,08	15,06	127,5	28,9403
90/2	7	15,09	15,03	15,02	15,04666667	127,5	29,25573556
90/2	8	15,08	15,04	15,05	15,05666667	128	29,77706778
90/2	9	15,08	15,04	15,04	15,05333333	128	29,39916
90/2	10	15,08	15,01	15,02	15,03666667	128	29,23629222
90/2	11	15,07	15,01	15,03	15,03666667	128	29,15108444
90/2	12	15,03	14,92	14,84	14,93	128	28,95922333
90/2	13	15	15	15,05	15,01666667	128	29,18238889
90/2	14	15,02	15,02	15,09	15,04333333	128	28,90325778
90/2	15	15,1	15,05	15,04	15,06333333	128	29,04712778
90/2	16	14,99	15,05	15,14	15,06	128,5	28,9654
90/2	10p	15,13	15,08	15,07	15,09333333	133	28,85845333
90/2	11p	15,13	15,09	14,91	15,04333333	133	28,89322889
90/2	1p	14,83	14,85	14,88	14,85333333	132	28,65208
90/2	2p	14,96	14,94	14,96	14,95333333	132,5	28,99451333
90/2	3p	14,97	14,96	15	14,97666667	132,5	28,92493556
90/2	4p	15,01	15,04	15,06	15,03666667	133	29,28641444
90/2	5p	15,03	15,04	15,07	15,04666667	133	29,10526889
90/2	6p	15,08	15,02	15,02	15,04	133	29,328
90/2	7p	15,03	15,03	15,05	15,03666667	133	29,39167111
90/2	8p	15,02	15,02	15,06	15,03333333	133,5	29,24484444
90/2	9p	15,06	15,08	15,11	15,08333333	133,5	29,04547222
90/4	1	15,12	15,05	15,03	15,06666667	133,5	34,19128889
90/4	2	15,04	14,98	15,01	15,01	133	34,60805667

90/4	3	15,07	15,02	15,05	15,04666667	133,5	34,13587111
90/4	4	15,01	15,02	15,03	15,02	134	34,78131333
90/4	5	15,05	15,01	15,02	15,02666667	134	34,47117333
90/4	6	15,05	15,02	15,03	15,03333333	134	34,15072222
90/4	7	15,04	15,02	15	15,02	134	34,34573333
90/4	8	15,05	15,02	15,01	15,02666667	134	34,25078222
90/4	9	15,03	14,99	15	15,00666667	134	34,28523111
90/4	10	15,04	15	15	15,01333333	133,5	34,56069333
90/4	11	15,05	15,03	15,02	15,03333333	134	34,25595556
90/4	12	15,08	15,03	15	15,03666667	134,5	34,24851444
90/4	13	15,02	15,01	15,02	15,01666667	134	34,42320556
90/4	14	15,04	15,02	15,02	15,02666667	134	34,68154667
90/4	15	15,06	15,02	15,04	15,04	134	34,40149333
90/4	16	15,06	15,04	15	15,03333333	134	34,58167778
90/4	17	15,08	15,03	15,04	15,05	134,5	34,68523333
90/4	18	15,05	15,04	15,01	15,03333333	135	34,29604444
90/4	19	14,99	15	14,98	14,99	134	34,47200333
90/4	20	14,99	15,02	15	15,00333333	135	34,23760667
90/4	21	15,02	15,02	15,02	15,02	134,5	34,24059333
90/4	22	14,91	14,9	14,86	14,89	135	34,02365
90/4	23	15,07	15,03	15,01	15,03666667	135	34,34374667
90/4	24	15,01	15,01	15,01	15,01	134,5	34,24781667
90/4	25	14,9	14,91	14,95	14,92	135	34,02754667
90/4	26	14,5	14,65	14,81	14,65333333	135	33,73685778
90/4	27	15,14	15,09	15,04	15,09	135	34,67179
90/4	28	15,02	15,04	15,09	15,05	135	34,27386667
90/8	1	15,04	14,97	14,98	14,99666667	131	45,29493222
90/8	2	15,01	15,01	15	15,00666667	130,5	45,29512222
90/8	3	14,96	14,96	15	14,97333333	131	45,04477778
90/8	3	14,99	15,02	15,04	15,01666667	131,5	45,80583889
90/8	4	14,98	14,98	14,99	14,98333333	131	45,83901111
90/8	5	15,02	15,05	15,08	15,05	131	45,50618333
90/8	6	14,93	14,92	14,94	14,93	131	45,34738667
90/8	7	14,98	15	15,01	14,99666667	131	45,37491444
90/8	8	15,06	14,98	14,98	15,00666667	131	45,60526

90/8	9	15,06	15,04	14,98	15,02666667	131	45,29538222
90/8	10	15	14,98	15,01	14,99666667	131,5	45,25994
90/8	11	15	14,97	14,98	14,98333333	131	45,54933333
90/8	12	15,03	14,98	14,98	14,99666667	132	45,13496778
90/8	14	15,09	15,06	15,03	15,06	132,5	45,75228
90/8	15	15	15,02	15,03	15,01666667	132	45,5906
90/8	16	15,04	15,02	15,02	15,02666667	132	45,64099556
90/8	17	15,1	15,07	15,04	15,07	132,5	45,71233333
90/8	18	15,11	15,07	15,11	15,09666667	132,5	45,56174
90/8	19	15,08	15,07	15,05	15,06666667	133	45,71226667
90/8	20	15,02	15,06	15,1	15,06	133	45,76232
90/8	21	15,03	15,08	15,012	15,04066667	133	45,34259644
90/8	22	15,1	15,07	15,04	15,07	133,5	45,74749667
90/8	23	15,01	15,03	15,05	15,03	133	45,40062
90/8	24	15,06	15,09	15,13	15,09333333	133,5	45,94410667
90/8	25	15,04	15,07	15,1	15,07	134	45,76759
90/8	26	15,11	15,08	15,03	15,07333333	134	45,60688222
90/8	27	15,13	15,09	15,05	15,09	134	45,60701
90/8	28	15,09	15,06	15,13	15,09333333	134	45,43596444



## ANEXO B

Fotocomposiciones de las probetas 90-13, 90-14, 90-15, 90-16, 90-1', 90<sub>4</sub>-14, 90<sub>4</sub>-15, 90<sub>4</sub>-16 y 90<sub>4</sub>-17.

### 90-13

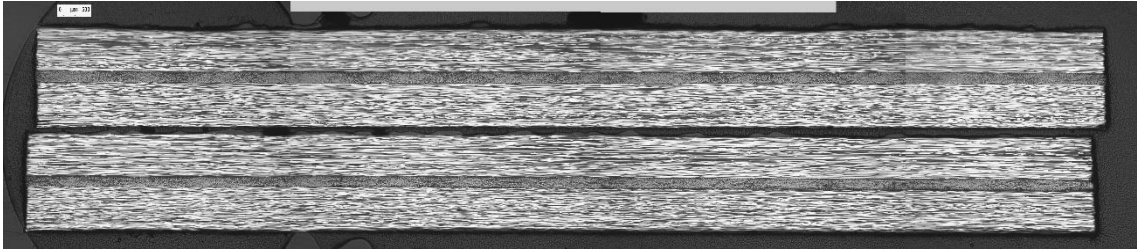


Figura 0-1: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-13

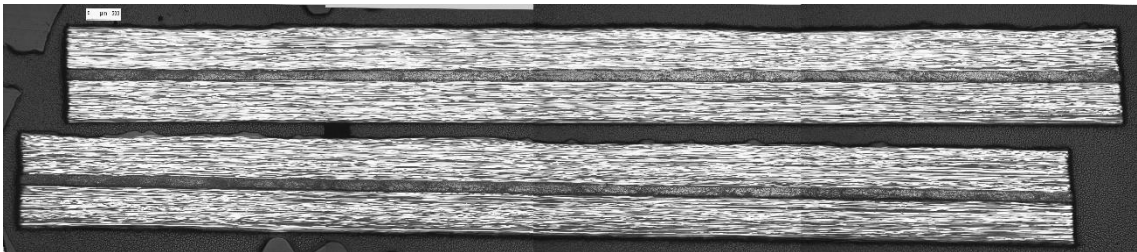


Figura 0-2: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-13

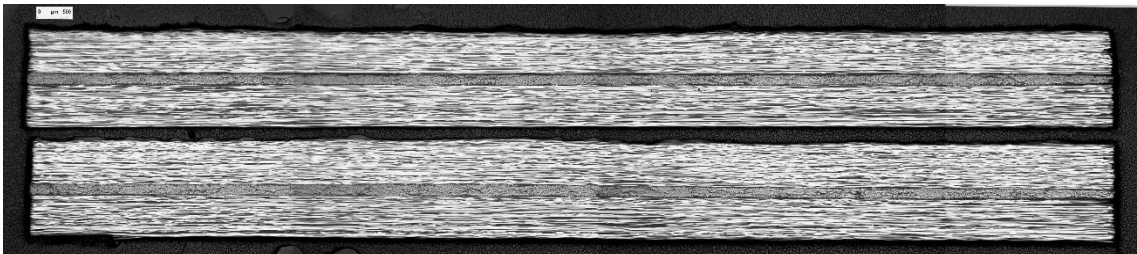


Figura 0-3: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-13

### 90-14

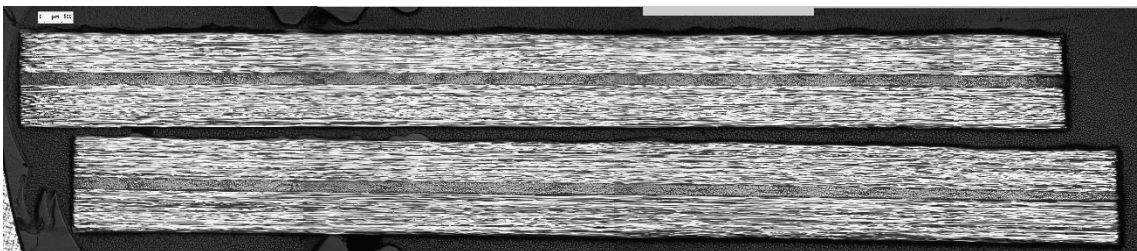


Figura 0-4: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-14

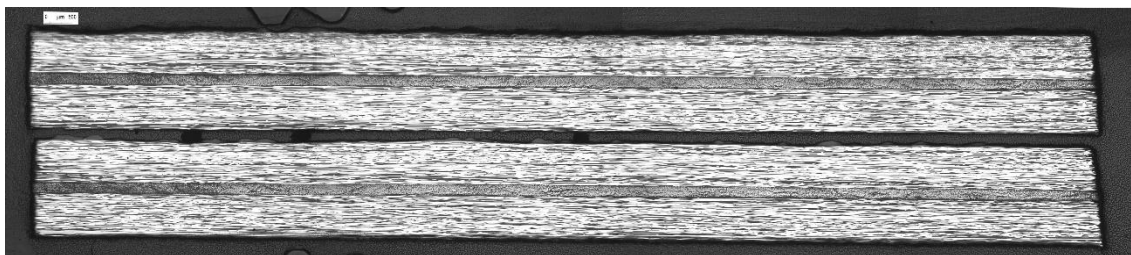


Figura 0-5: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-14



Figura 0-6: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-14

## 90-15

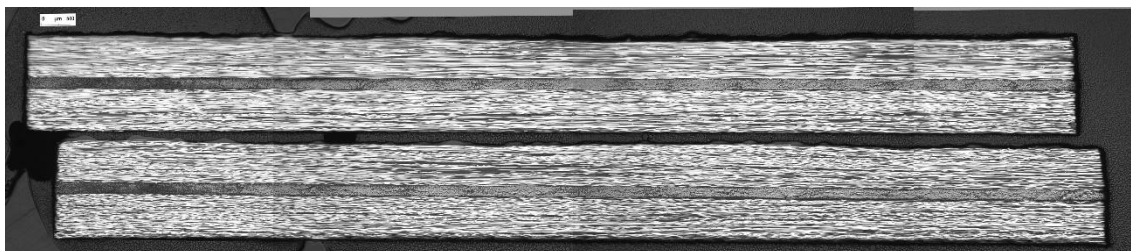


Figura 0-7: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-15

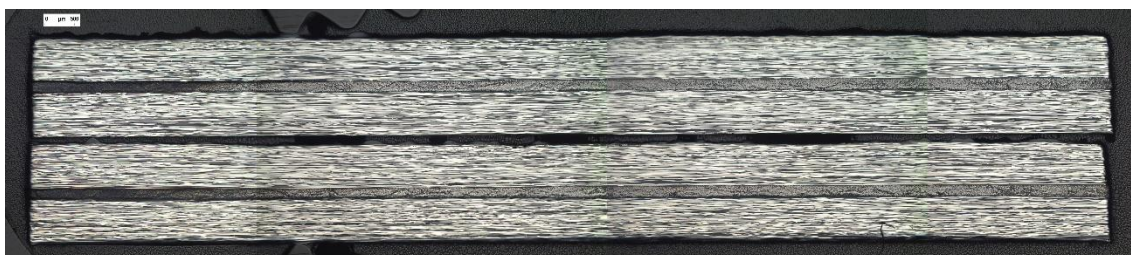


Figura 0-8: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-15

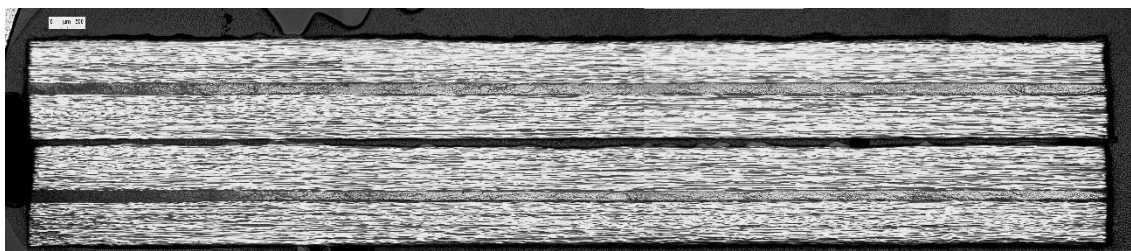


Figura 0-9: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-15



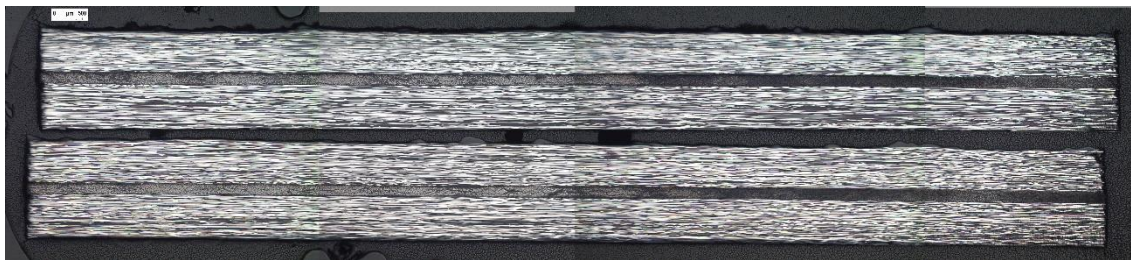
**90-16**

Figura 0-10: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-16



Figura 0-11: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-16



Figura 0-12: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-16

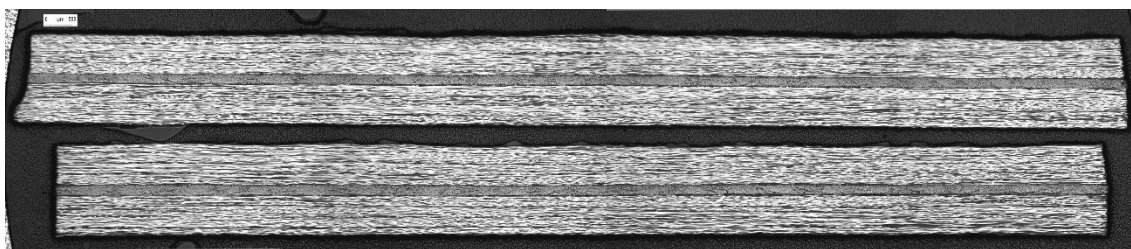
**90-1'**

Figura 0-13: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90-1'

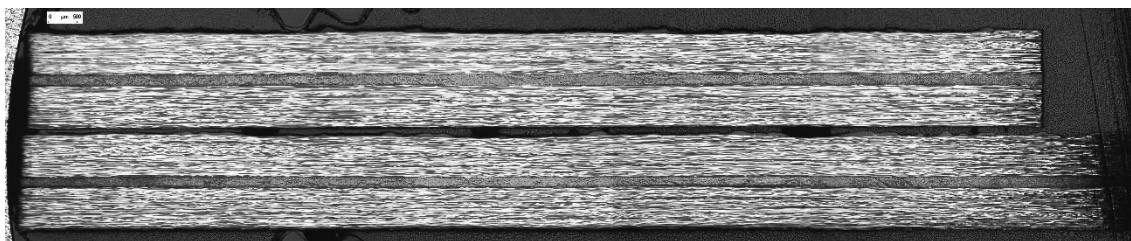


Figura 0-14: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90-1'

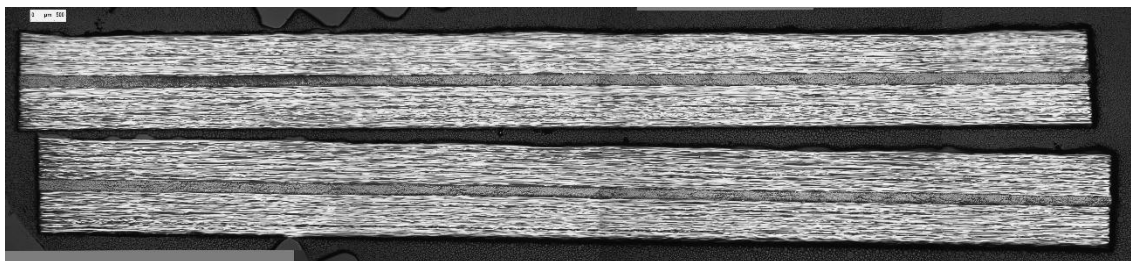


Figura 0-15: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90-1'

**90<sub>4</sub>-14**

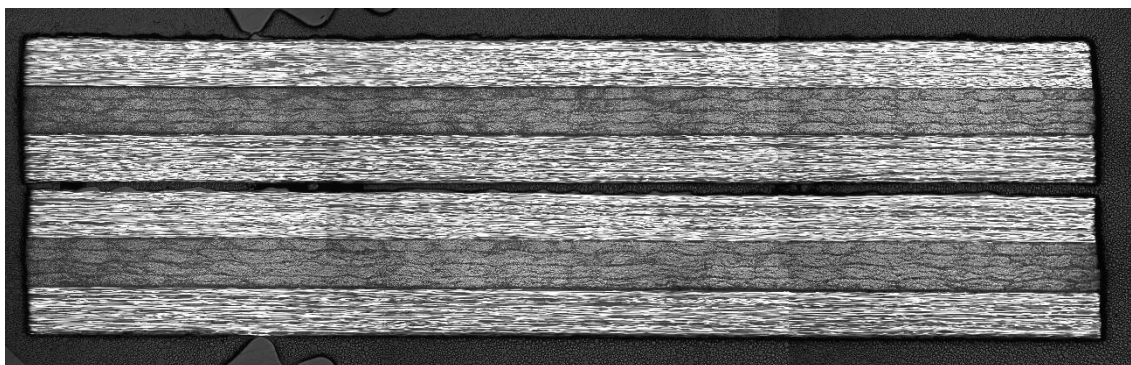


Figura 0-16: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90<sub>4</sub>-14

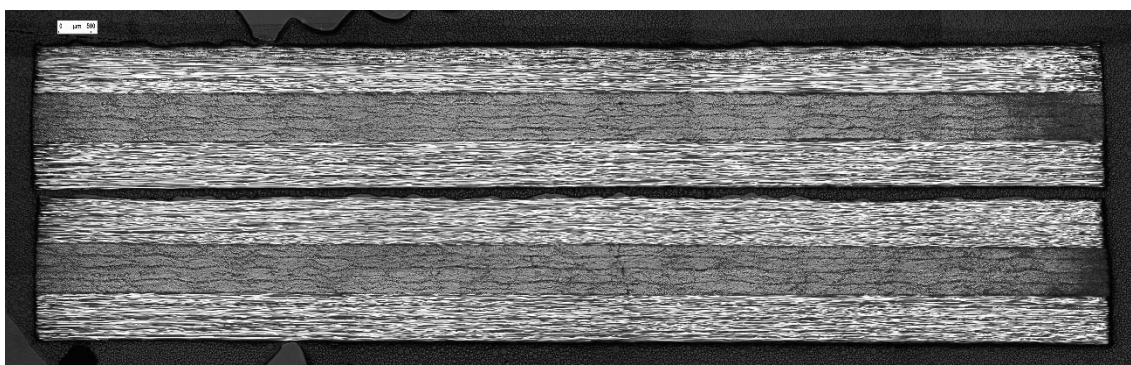


Figura 0-17: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90<sub>4</sub>-14

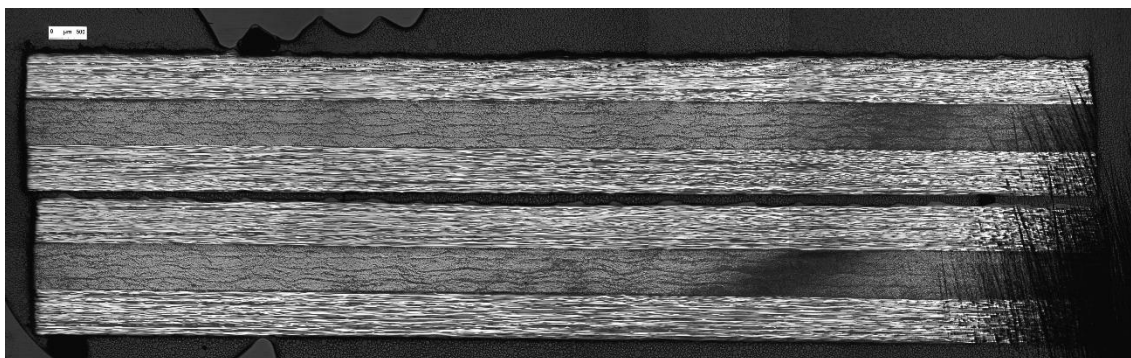


Figura 0-18: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90<sub>4</sub>-14



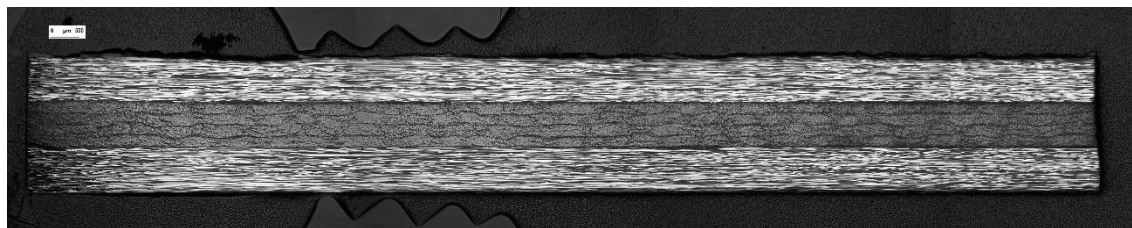


Figura 0-19: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 90<sub>4</sub>-14

90<sub>4</sub>-15

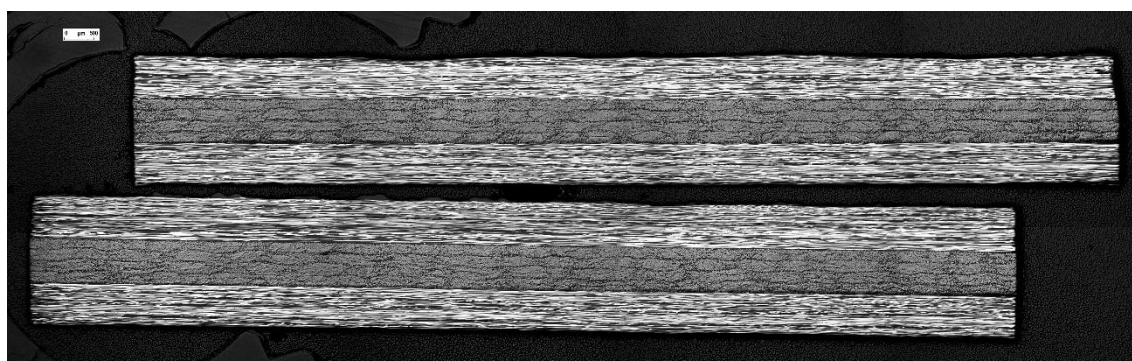


Figura 0-20: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90<sub>4</sub>-15

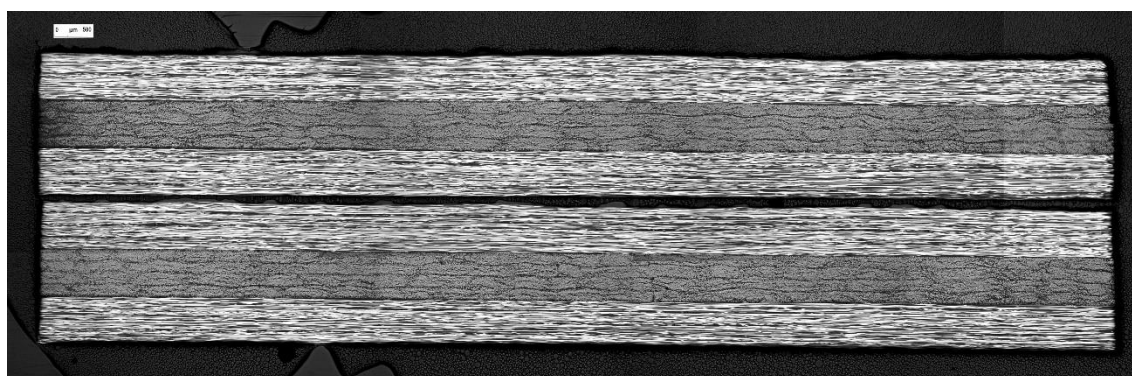


Figura 0-21: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90<sub>4</sub>-15

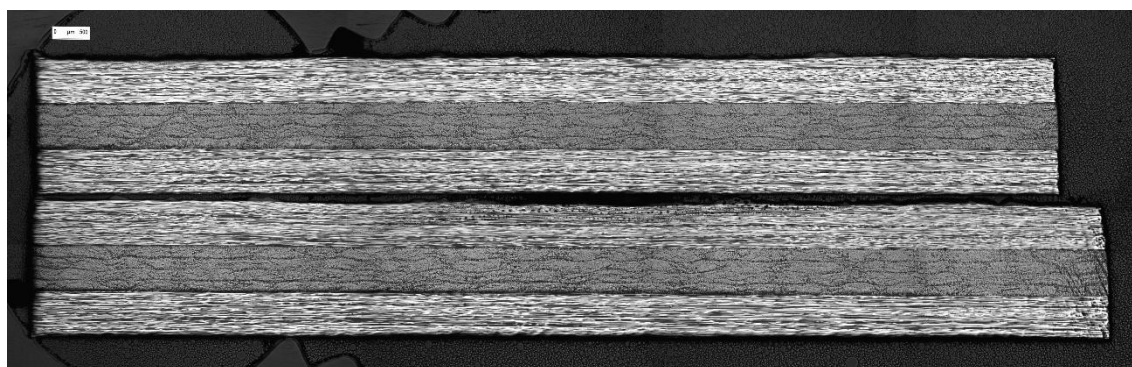


Figura 0-22: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90<sub>4</sub>-15

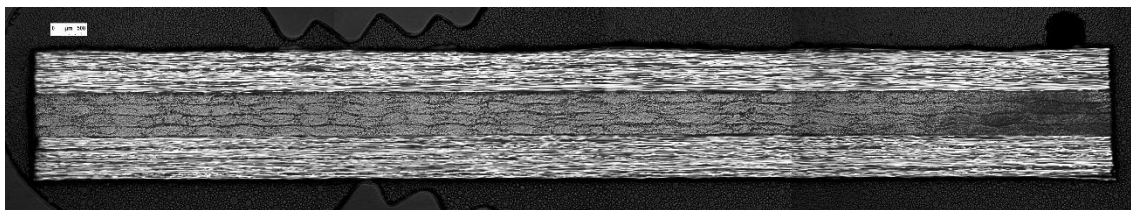


Figura 0-23: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 904-15

#### 904-16

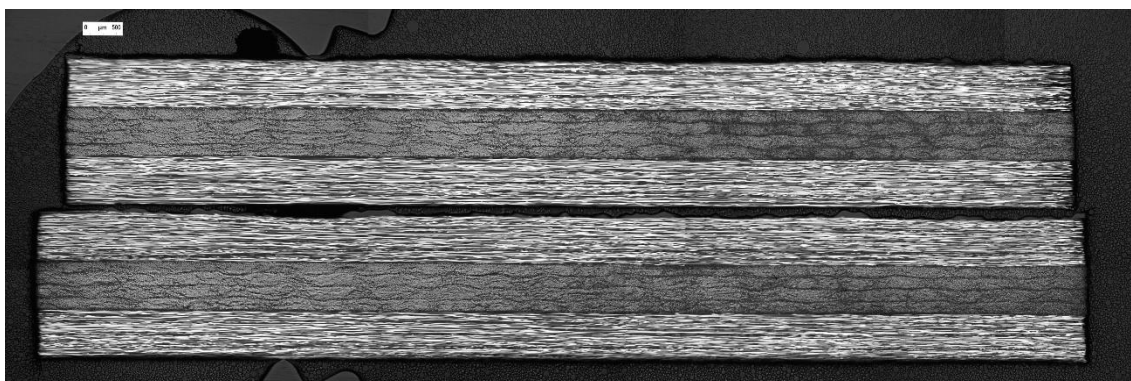


Figura 0-24: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 904-16

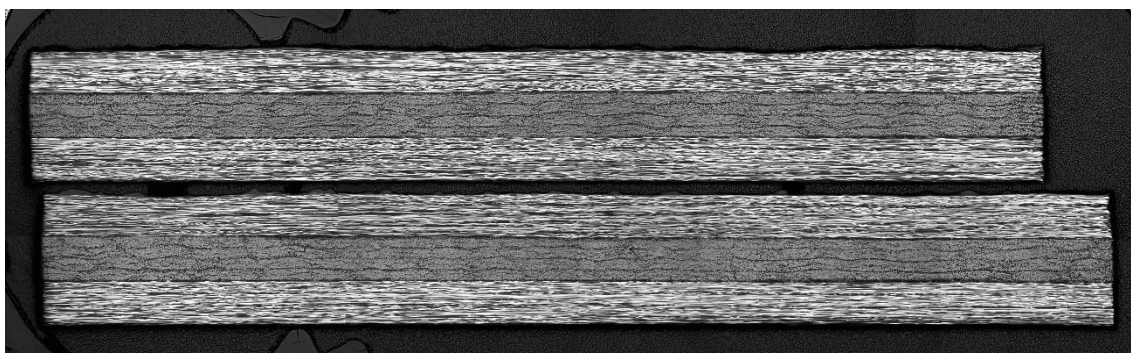


Figura 0-25: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 904-16

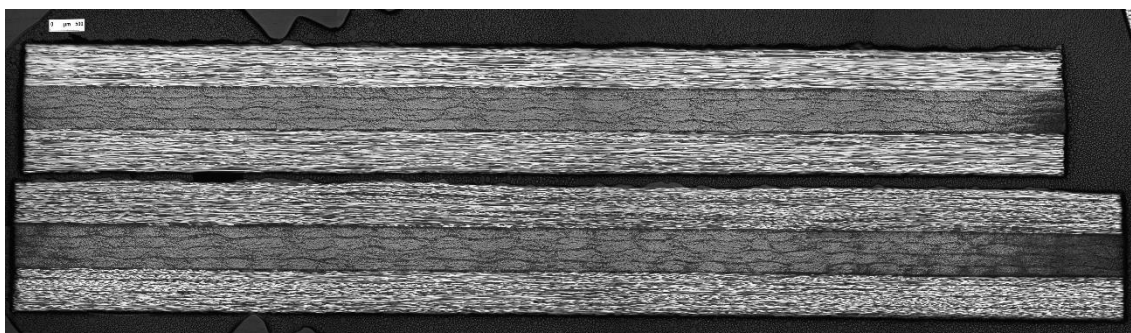


Figura 0-26: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 904-16

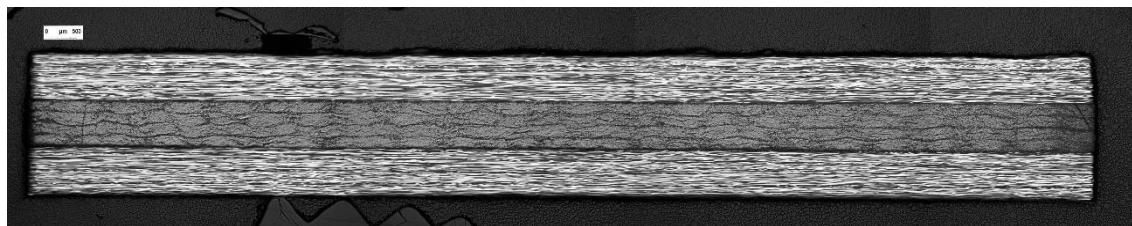


Figura 0-27: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 90<sub>4</sub>-16

90<sub>4</sub>-17

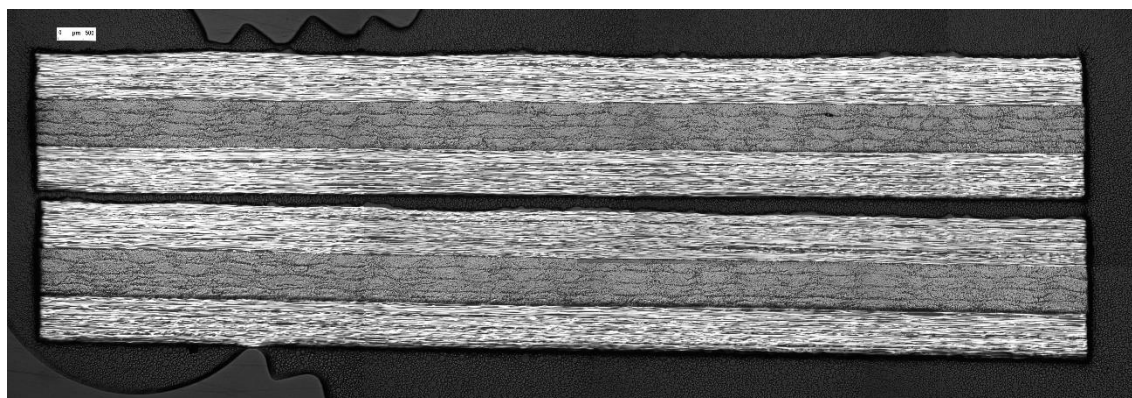


Figura 0-28: Fotocomposición a x25. Piezas 1-2 del panel 90<sub>4</sub>-17

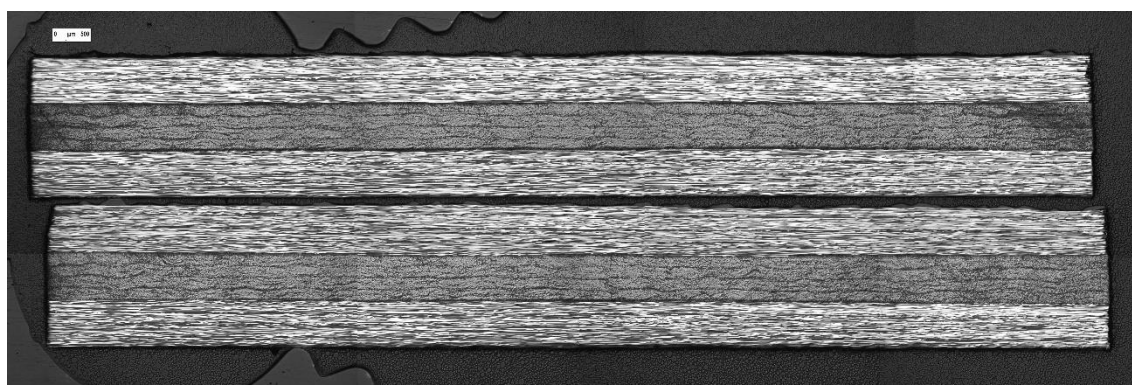


Figura 0-29: Fotocomposición a x25. Piezas 3-4 del panel 90<sub>4</sub>-17

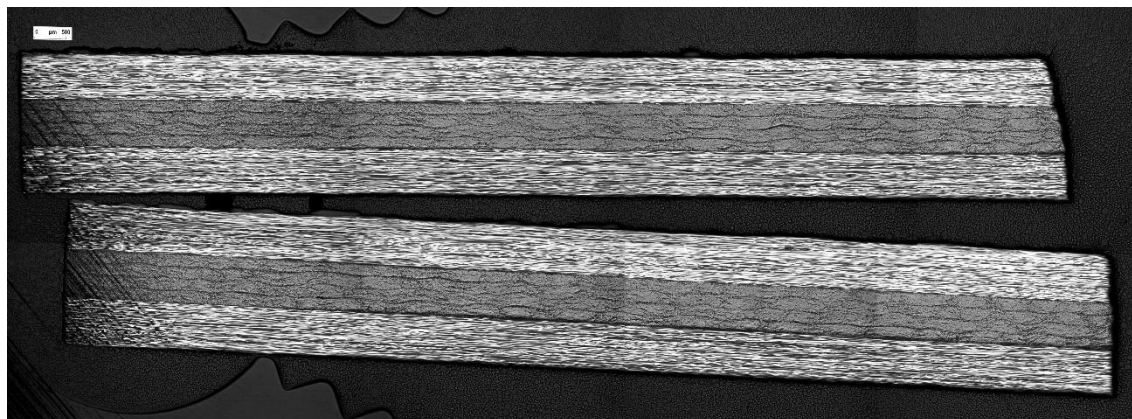


Figura 0-30: Fotocomposición a x25. Piezas 5-6 del panel 90<sub>4</sub>-17

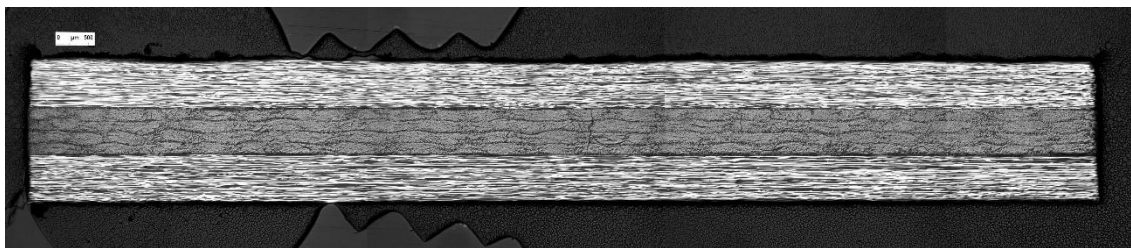


Figura 0-31: Fotocomposición a x25. Pieza 7 del panel 90<sub>4</sub>-17